

DISEÑO Y CONSTRUCCION DE VEHICULO AEREO NO TRIPULADO TIPO RPV

JAVIER ALFONSO GOMEZ CHAVARRO

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE AUTOMATICA Y ELECTRONICA
PROGRAMA INGENIERIA MECATRONICA
SANTIAGO DE CALI
2008

DISEÑO Y CONSTRUCCION DE VEHICULO AEREO NO TRIPULADO TIPO RPV

JAVIER ALFONSO GOMEZ CHAVARRO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Mecatrónico

Director
MARIO ANDRES CORDOBA GONZALEZ
Ingeniero Electrónico

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE AUTOMATICA Y ELECTRONICA
PROGRAMA INGENIERIA MECATRONICA
SANTIAGO DE CALI
2008

Nota de aceptación:

Aprobado por el comité de grado en cumplimiento de los requisitos exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar al título de Ingeniero Mecatrónico

Ing. JUAN CARLOS PERAFAN

Jurado

Ing. JIMMY TOMBE ANDRADE

Jurado

Santiago de Cali, 1 de Diciembre de 2008

A mis padres, con el deseo de seguir una formación académica en base a sus enseñanzas.

CONTENIDO

| | Pág. |
|-----------------------------------------|------|
| GLOSARIO | 21 |
| RESUMEN | 25 |
| INTRODUCCION | 26 |
| 1. BREVE HISTORIA DE LA AVIACION | 27 |
| 1.1. AVIACION TRIPULADA | 27 |
| 1.2. AVIACION NO TRIPULADA | 43 |
| 2. SUBSISTEMAS DE UN SISTEMA UAV | 47 |
| 2.1. MEDIO DE OPERACION | 47 |
| 2.2. VEHICULO AEREO | 47 |
| 2.3. ESTACION DE CONTROL | 48 |
| 2.4. PAYLOAD | 49 |
| 2.5. EQUIPOS DE SOPORTE Y MANTENIMIENTO | 50 |
| 3. CONCEPTOS | 52 |
| 3.1. FASES DEL DISEÑO | 52 |
| 3.1.1. Diseño conceptual | 52 |
| 3.1.2. Diseño preliminar | 53 |
| 3.1.3. Diseño detallado | 53 |
| 3.1.4. Fabricación | 54 |

| | |
|---------------------------------------------------|----|
| 3.2. CONCEPTOS BÁSICOS DE VUELO | 55 |
| 3.2.1. Sistema de ejes de una aeronave | 55 |
| 3.2.2. Fuerzas del vuelo | 57 |
| 3.2.3. Aeronave | 59 |
| 3.2.4. Perfiles alares | 61 |
| 3.2.5. Área mojada | 63 |
| 3.2.6. Alas | 63 |
| 3.2.7. Estabilizadores | 70 |
| 3.2.8. Extremos | 71 |
| 3.2.9. Angulo de ataque | 73 |
| 3.2.10. Sistema de propulsión | 73 |
| 3.2.11. Hélice | 74 |
| 3.2.12. Tren de aterrizaje | 77 |
| 3.2.13. Superficies de control | 77 |
| 3.3. Aerodinámica | 79 |
| 3.3.1. Fluido | 79 |
| 3.3.2. Fuerzas aerodinámicas | 81 |
| 4. PROCESO DE DISEÑO | 84 |
| 4.1. REQUERIMIENTOS | 84 |
| 4.2. DISEÑO CONCEPTUAL | 85 |
| 4.3. DISEÑO PRELIMINAR | 87 |
| 4.3.1. Estimación inicial de pesos de la aeronave | 88 |

| | |
|--------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.3.2. Perfil de misión de la aeronave | 90 |
| 4.3.3. Sistema de propulsión | 92 |
| 4.3.4. Configuración alar | 97 |
| 4.3.5. Configuración del Empenaje | 115 |
| 4.3.6. Estimación de superficies de control de la aeronave | 124 |
| 4.3.7. Fuselaje | 125 |
| 4.3.8. Centro de gravedad de la aeronave | 126 |
| 4.3.9. Tren de aterrizaje | 127 |
| 4.3.10. Análisis aerodinámico | 130 |
| 4.3.11. Calculo de velocidades en despegue | 145 |
| 4.3.12. Calculo de velocidades en aterrizaje | 147 |
| 4.3.13. Calculo de distancia de recorrido en despegue | 149 |
| 4.3.14. Calculo de distancia de recorrido en aterrizaje | 153 |
| 4.4. DISEÑO DETALLADO | 155 |
| 4.4.1. Cantidad de perfiles para el ala y las superficies de cola. | 155 |
| 4.4.2. Análisis de estructuras. | 160 |
| 4.4.3. Consumo de energía eléctrica. | 165 |
| 4.4.4. Modelo en Matlab. | 166 |
| 4.4.5. Costos del proyecto | 168 |
| 5. TRABAJO FUTURO | 177 |
| 6. CONCLUSIONES | 178 |
| 7. RECOMENDACIONES | 179 |

| | |
|--------------|-----|
| BIBLIOGRAFIA | 181 |
| ANEXOS | 189 |

LISTA DE TABLAS

| | Pág. |
|----------------------------------------------------------------------------|------|
| Tabla 1. Comparación de ventajas entre las propuestas de diseño. | 87 |
| Tabla 2. Especificación de pesos para aeronaves comerciales. | 89 |
| Tabla 3. Comparación de diferentes motores ofrecidos en el mercado. | 93 |
| Tabla 4. Tabla de ponderación para la escogencia del motor. | 93 |
| Tabla 5. Hélices recomendadas por la casa fabricante del motor. | 96 |
| Tabla 6. Tipo de perfiles para el proceso de evaluación. | 97 |
| Tabla 7. Comparación de perfiles de acuerdo a la eficiencia aerodinámica. | 100 |
| Tabla 8. Comparación de perfiles de acuerdo al α en el C_{lmax} . | 101 |
| Tabla 9. Comparación de perfiles de acuerdo al C_d en $\alpha = 0$. | 101 |
| Tabla 10. Criterios para selección de perfil. | 102 |
| Tabla 11. Especificación de AR para aeronaves comerciales. | 104 |
| Tabla 12. Especificación de WL para aeronaves comerciales. | 105 |
| Tabla 13. Diferentes opciones para determinar las dimensiones del ala. | 113 |
| Tabla 14. Tipo de perfiles para el proceso de evaluación. | 118 |

| | |
|-----------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tabla 15. Elementos utilizados en la aeronave. | 127 |
| Tabla 16. Dimensiones estadísticas para las llantas del tren de aterrizaje. | 129 |
| Tabla 17. Valores de $\frac{D}{q}$ para estructuras comunes. | 144 |
| Tabla 18. Consumo eléctrico de la aeronave en vuelo. | 165 |
| Tabla 19. Costo material bibliográfico. | 168 |
| Tabla 20. Costo software. | 169 |
| Tabla 21. Costo estación de trabajo. | 169 |
| Tabla 22. Costo de papelería y elementos de consumo. | 170 |
| Tabla 23. Costo de mano de obra calificada. | 170 |
| Tabla 24. Costo materia prima. | 171 |
| Tabla 25. Costo potencialización de propulsión. | 172 |
| Tabla 26. Costo asesorías. | 173 |
| Tabla 27. Costo de manual de procesos. | 173 |
| Tabla 28. Costos de equipos internos en el producto. | 174 |
| Tabla 29. Costos asociados al servicio de maquila en corte láser. | 174 |
| Tabla 30. Costos asociados al servicio de ensamblaje. | 175 |

| | |
|-----------------------------------------------------------------|-----|
| Tabla 31. Costos asociados a gastos indirectos. | 175 |
| Tabla 32. Costos asociados a viajes de capacitación. | 176 |
| Tabla 33. Resultados obtenidos utilizando el péndulo compuesto. | 196 |

LISTA DE FIGURAS

| | Pág. |
|------------------------------------------------------------------------|------|
| Figura 1. Planeador por George Cayley. | 28 |
| Figura 2. Diseño de Henson. | 29 |
| Figura 3. Planóforo de Pénaud. | 30 |
| Figura 4. Planeador de Lilienthal. | 31 |
| Figura 5. Maquina voladora de Maxim. | 31 |
| Figura 6. Modelo perfeccionado de Lilienthal desarrollado por Chanute. | 32 |
| Figura 7. Modelo desarrollado por Langley. | 33 |
| Figura 8. Prueba de vuelo de Langley en el rio Potomac. | 33 |
| Figura 9. Planeador de los hermanos Wright. | 34 |
| Figura 10. Avión de los hermanos Wright "Volador". | 35 |
| Figura 11. Avión con el que Louis Blériot cruzo el canal de la mancha. | 36 |
| Figura 12. Primer despegue y aterrizaje de un avión sobre un barco | 37 |
| Figura 13. Hidroavión de Curtiss. | 37 |
| Figura 14. Avión construido por Anthony Herman Fokker. | 38 |

| | |
|-----------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 15. Giroscopio. | 40 |
| Figura 16. Avión Concorde. | 41 |
| Figura 17. Bell X – 1. Primer avión en superar la barrera del sonido | 42 |
| Figura 18. Space Ship One, primer avión espacial. | 43 |
| Figura 19. Primer UAV. V – 1, utilizado por el ejército alemán. | 43 |
| Figura 20. Evolución de UAV. | 45 |
| Figura 21. Vehículo aéreo. | 48 |
| Figura 22. Estación de control. | 49 |
| Figura 23. Ejemplo de payload de un UAV. | 50 |
| Figura 24. Equipo de soporte y mantenimiento. | 51 |
| Figura 25. Diseño conceptual de un UAV. | 52 |
| Figura 26. Diseño preliminar de un UAV. | 53 |
| Figura 27. Diseño detallado de un UAV. | 54 |
| Figura 28. Producto final. | 55 |
| Figura 29. Giros de una aeronave en torno a sus ejes. | 56 |
| Figura 30. Fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo recto y nivelado. | 57 |

| | |
|---------------------------------------------------------------|----|
| Figura 31. Flujo de aire alrededor de un perfil alar. | 58 |
| Figura 32. Componentes de una aeronave en general. | 59 |
| Figura 33. Hidroavión “Clark – SCADTA” de 1937. | 61 |
| Figura 34. Aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL). | 61 |
| Figura 35. Perfil alar. | 62 |
| Figura 36. Área mojada en una aeronave. | 63 |
| Figura 37. Aeronave de ala baja. | 64 |
| Figura 38. Aeronave de ala media. | 64 |
| Figura 39. Aeronave de ala alta. | 65 |
| Figura 40. Aeronave con ala plana. | 65 |
| Figura 41. Aeronave con ala de diedro simple. | 66 |
| Figura 42. Aeronave con ala de diedro en los extremos. | 66 |
| Figura 43. Aeronave con ala de poli diedro. | 66 |
| Figura 44. Aeronave con ala de gran tamaño. | 67 |
| Figura 45. Aeronave de ala pequeña. | 68 |
| Figura 46. Aeronave de ala barrida. | 68 |

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 47. Aeronave de ala delta. | 69 |
| Figura 48. Aeronave con ala de ángulo variable. | 69 |
| Figura 49. Aeronave de ala elíptica. | 70 |
| Figura 50. Tipos de configuraciones para los estabilizadores horizontal y vertical. | 71 |
| Figura 51. Flujo de aire en un ala. | 71 |
| Figura 52. Tipos de extremos. | 72 |
| Figura 53. Efectos de la colocación de extremos en un ala. | 72 |
| Figura 54. Angulo de ataque. | 73 |
| Figura 55. Esquema general de algunos motores a reacción. | 74 |
| Figura 56. Fuerzas que actúan sobre una hélice. | 75 |
| Figura 57. Superficies de control y desplazamientos en una aeronave | 78 |
| Figura 58. Spoilers y flaps. | 79 |
| Figura 59. Viscosidad de un fluido. | 81 |
| Figura 60. Flujo de aire alrededor del ala. | 82 |
| Figura 61. Proceso de diseño de una aeronave UAV. | 84 |

| | |
|----------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 62. Propuestas de diseño. | 85 |
| Figura 63. Proceso de evaluación del diseño conceptual. | 86 |
| Figura 64. Fase de diseño conceptual – preliminar. | 88 |
| Figura 65. Representación de pesos de aeronaves comerciales. | 90 |
| Figura 66. Tipos de perfil de misión de una aeronave. | 91 |
| Figura 67. Perfil de misión de la aeronave. | 92 |
| Figura 68. Consumo de combustible de acuerdo al perfil de misión. | 92 |
| Figura 69. Spinner. | 96 |
| Figura 70. Graficas $C_l VS \alpha$ y $C_d VS \alpha$ | 98 |
| Figura 71. Grafica $C_l VS C_d$ | 99 |
| Figura 72. Graficas $C_l/C_d VS \alpha$ y $C_m VS \alpha$ | 99 |
| Figura 73. Efectos en el coeficiente de sustentación, a variaciones de AR. | 103 |
| Figura 74. Tipos de geometrías alares. | 108 |
| Figura 75. Angulo de flecha. | 109 |
| Figura 76. Descomposición de la velocidad en un ala con flecha. | 109 |
| Figura 77. Relación AR VS ángulo de flechamiento. | 110 |

| | |
|-------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 78. Angulo de twist en una aeronave. | 111 |
| Figura 79. Angulo de incidencia de un plano alar con twist. | 112 |
| Figura 80. Cola tipo T. | 116 |
| Figura 81. Cola convencional. | 116 |
| Figura 82. Cola tipo V. | 117 |
| Figura 83. Graficas $C_l VS \alpha$ y $C_d VS \alpha$ | 119 |
| Figura 84. Graficas $C_l/C_d VS \alpha$ y $C_m VS \alpha$ | 119 |
| Figura 85. Grafica $C_l VS C_d$ | 120 |
| Figura 86. Ubicación de las superficies del empenaje. | 123 |
| Figura 87. Calculo de alerones para alas rectangulares. | 124 |
| Figura 88. Fuerzas aplicadas al fuselaje. | 125 |
| Figura 89. Disposición del tren de aterrizaje. | 128 |
| Figura 90. Disposición del tren de aterrizaje. | 129 |
| Figura 91. Tren seleccionado para la aeronave. | 130 |
| Figura 92. Resultados para C_L . | 131 |
| Figura 93. Resultados para C_L en el empenaje. | 132 |

| | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 94. Resultados obtenidos para la aeronave. | 132 |
| Figura 95. Modelo ingresado a XFLR5 para su análisis. | 133 |
| Figura 96. Factor de interferencia ala – fuselaje en función del número de Reynolds. | 136 |
| Figura 97. Factor de corrección de la superficie de elevación, en función del ángulo de flecha de la línea de $c/4$. | 136 |
| Figura 98. Coeficiente de fricción de la placa plana turbulenta general en función del número de Reynolds. | 137 |
| Figura 99. Parámetro de localización del espesor de un perfil aerodinámico | 138 |
| Figura 100. Relación de fineza del fuselaje. | 140 |
| Figura 101. Área mojada por el fuselaje. | 141 |
| Figura 102. Área de base del fuselaje. | 142 |
| Figura 103. Velocidades involucradas en el despegue. | 145 |
| Figura 104. Velocidades y distancias involucradas en el aterrizaje. | 147 |
| Figura 105. Distancia recorrida por una aeronave en el despegue. | 149 |
| Figura 106. Distancia recorrida por una aeronave en el aterrizaje. | 153 |
| Figura 107. Posibles deformaciones de una placa sometida a fuerzas de tensión. | 156 |

| | |
|------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 108. Coeficiente de pandeo por compresión en placas paralelas. | 157 |
| Figura 109. Modelo 3D del ala, en Solid Edge. | 161 |
| Figura 110. Modelo para análisis en ALGOR. | 161 |
| Figura 111. Resultados mostrados por el análisis en ALGOR. | 162 |
| Figura 112. Factor de seguridad dado por el análisis en ALGOR. | 162 |
| Figura 113. Modelo para análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal. | 163 |
| Figura 114. Resultados mostrados por el análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal. | 163 |
| Figura 115. Factor de seguridad dado por el análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal. | 164 |
| Figura 116. Modelo 3D del estabilizador horizontal, en Solid Edge. | 164 |
| Figura 117. Modelo de matlab donde se ingresa el script de la aeronave. | 167 |
| Figura 118. Modelo de la aeronave en AVL. | 167 |
| Figura 119. Método de péndulo de torsión bifilar. | 193 |
| Figura 120. Método de péndulo compuesto. | 194 |

LISTA DE ANEXOS

| | Pág. |
|------------------------------------------------------------|------|
| Anexo A. Tabla de atmosfera estándar | 189 |
| Anexo B. Características de madera balsa. | 190 |
| Anexo C. Método para encontrar los momentos de inercia . | 192 |
| Anexo D. Especificaciones de la aeronave. | 198 |
| Anexo E. Planos de la aeronave. | 199 |
| Anexo F. Script de Matlab para el cálculo de costillas. | 200 |
| Anexo G. Datos proporcionados por AVL. | 202 |
| Anexo H. Prototipo virtual y prototipo real. | 211 |
| Anexo I. Costos totales del proyecto. | 212 |
| Anexo J. Modelo 3D básico para Microsoft Flight Simulator. | 213 |
| Anexo K. Vuelos de prueba. | 214 |

GLOSARIO

ACTUACION: cualidades de una aeronave que pueden ser expresadas como cantidades, por ejemplo, la velocidad.

AERODINAMICA: subdivisión de la mecánica de fluidos que se encarga del estudio de flujo de los gases (en especial del aire) sobre los cuerpos.

AERÓDROMO: lugar habilitado por la autoridad aeronáutica destinado al despegue y aterrizaje de aviones.

ALAS: superficies sustentadoras o planos, son los componentes que de forma adecuada están destinados a producir la sustentación aerodinámica de un avión, por su movimiento con relación al aire.

ALAVEO: momento alrededor del eje longitudinal de la aeronave.

ALCANCE: distancia que puede viajar una aeronave bajo ciertas condiciones.

ALERONES: superficies móviles instaladas en los extremos del ala, utilizados para tener control de la aeronave a través de su eje longitudinal.

ANFIBIO: avión que puede aterrizar tanto en el agua como en la tierra.

ANGULO DE ATAQUE: ángulo formado por la cuerda y la dirección del viento relativo.

ANGULO DE INCIDENCIA: ángulo de inclinación del ala con respecto al fuselaje de la aeronave.

AREA MOJADA: es la superficie que está en contacto directo con el fluido dentro del cual se encuentra la aeronave.

ARRASTRE: resistencia al avance dentro de un fluido.

AVIONICA: son todos aquellos componentes electrónicos de la aeronave que permiten que el vuelo sea controlado.

BIPLANO: avión compuesto por cuatro alas colocadas de dos en dos, las cuales forman un plano.

BORDE DE ATAQUE: parte delantera del perfil aerodinámico por donde éste recibe el viento.

BORDE DE FUGA: es la punta o borde trasero del perfil aerodinámico por donde el viento se aleja de éste.

CABECEO: momento alrededor de un eje transversal, perpendicular a la dirección del movimiento y a la de sustentación, tomado como positivo cuando tiende a levantar la parte delantera de la aeronave.

CARGA ALAR: relación entre el peso de la aeronave y el área de referencia del ala.

CENTRO DE GRAVEDAD: punto imaginario donde actuarían todas las fuerzas de gravedad de una aeronave permitiendo que ésta se mantenga en equilibrio.

CUERDA: línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga.

CUERDA MEDIA AERODINAMICA: promedio ponderado de todas las cuerdas de las secciones del ala.

DERRAPE: momento alrededor de un eje coincidente con la dirección de sustentación, tomado como positivo cuando tiende a hacer girar el cuerpo de izquierda a derecha.

DIHEDRO: ángulo formado por el ala con un plano horizontal cuando la aeronave es vista de frente.

ELEVADOR: superficie móvil instalada de forma articulada o pivotada en el borde de fuga del estabilizador horizontal, utilizado para tener control de la aeronave a través de su eje transversal.

EMPENAJE: superficies planas situadas en la cola de la aeronave y que sirven como elemento de control y estabilidad. Forman parte del fuselaje.

EMPUJE: fuerza que realiza un motor de reacción y hace que se desplace una aeronave.

ENDURANACE: tiempo que tarda la aeronave en llegar desde el punto de origen hasta el punto de destino.

ENVERGADURA: longitud transversal máxima de un ala entre sus extremos, de un lado al otro de la aeronave.

ESPESOR: separación máxima, perpendicular a la cuerda entre las superficies superior e inferior de un perfil aerodinámico.

FLAPS: superficies móviles instaladas de forma articulada o pivotada en el borde de fuga del ala, empleadas para aumentar la sustentación de la aeronave a bajas velocidades.

FLECHA: ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda, y una perpendicular al eje longitudinal de la aeronave.

FUSELAJE: es el cuerpo longitudinal y alargado en el sentido del movimiento de la aeronave, en donde se instalan los componentes electrónicos y sistemas mecánicos de la aeronave.

HELICE: aletas helicoidales que giran alrededor de un eje. Su acción en el aire produce una fuerza de reacción que hace mover a una aeronave.

HIDROAVION: avión que puede desplazarse por el agua gracias a flotadores.

ILS: sistema de aterrizaje instrumental.

LIFT SLOPE: pendiente de la curva $C_l Vs \propto$

LINEA DE CURVATURA MEDIA: es la línea formada por la unión de los puntos equidistantes de la parte superior e inferior de un perfil aerodinámico.

LOITER: sobre vuelo de una zona.

PAYLOAD: carga útil transportada en una aeronave.

RELACION DE ASPECTO: relación de fineza del ala, utilizado para la determinación de las características aerodinámicas de la aeronave.

RELACION DE ESTRECHAMIENTO: relación entre la cuerda de la punta del ala y la cuerda de la raíz de la misma.

RPV: vehículo pilotado remotamente.

SUSTENTACION: fuerza que mantiene a una aeronave en posición de vuelo.

TAXEO: carreteo en pista de una aeronave.

TRAYECTORIA DE VUELO: trayectoria del centro de gravedad de una aeronave con respecto a la tierra.

UAV: vehículo aéreo no tripulado.

VELOCIDAD RELATIVA DEL AIRE: velocidad del centro de gravedad de una aeronave con respecto al aire.

VELOCIDAD DE CRUCERO: velocidad a la cual la aeronave se mantiene en un vuelo recto y nivelado.

RESUMEN

Este proyecto presenta el proceso de diseño de una aeronave UAV tipo RPV. Durante todo el proceso de diseño y desarrollo, se consultaron y analizaron diferentes formas para perfiles aerodinámicos, se realizaron regresiones de aeronaves comerciales y finalmente se determinó la configuración final de la aeronave.

El producto final es una aeronave UAV de excelentes características aerodinámicas y que cumple con los requerimientos especificados, así mismo este desarrollo deja el camino abierto para futuros trabajos sobre ella, sirviendo como banco de pruebas para la aplicación de sistemas de control.

La primera parte del trabajo hace un estudio sobre la historia de la aviación de manera general, pasando por los primeros desarrollos hasta los más avanzados, tanto en aeronaves tripuladas como en UAV.

La segunda parte hace referencia a los subsistemas que componen un sistema UAV. El capítulo 3 muestra los diferentes conceptos asociados al desarrollo de una aeronave, haciendo énfasis en el origen físico y matemático sobre el vuelo de una aeronave. El capítulo 4, presenta todo el proceso de diseño seguido para llegar al desarrollo final. Finalmente el capítulo 5 esboza el trabajo futuro que es posible realizar con este desarrollo. Para el capítulo 6 se muestran las conclusiones a las que se llegó realizando el trabajo y finalmente en el capítulo 7 se muestran una serie de recomendaciones sugeridas por el autor sobre el proyecto presentado.

INTRODUCCION

Los vehículos aéreos no tripulados tipo RPV (Vehículos pilotados remotamente por sus siglas en ingles), son vehículos motorizados que vuelan sin llevar a bordo operadores humanos, controlados de forma remota. Estos vehículos se vienen desarrollando un largo tiempo atrás realizando trabajos de reconocimiento, patrullaje, medición de datos climáticos y como multiplicadores de fuerza en los conflictos bélicos.

En gran medida, el desarrollo de estos vehículos se les atribuye a las aplicaciones militares, que mediante su utilización, buscan disminuir el riesgo de vidas humanas en situaciones críticas. Además generan una exactitud mayor a percepciones que un piloto no puede determinar.

Su bajo costo y gran tiempo de vida, le dan a estos, (salvo condiciones extremas) una ventaja superior con respecto a los sistemas basados en percepciones humanas.

Si bien este tipo de vehículo no tripulado no presenta completa autonomía en vuelo, su diseño y construcción rigen el seguimiento de un proceso de diseño estructurado y concurrente, conocido como diseño aeronáutico.

Para realizar el proceso de diseño, se hace uso de diferentes materiales de diseño, uno de ellos es la documentación necesaria para realizar los diferentes cálculos, y la otra es el software, que permite al ingeniero de diseño, establecer valores prácticos de desempeño y el análisis de diferentes variables presentadas durante el proceso.

1. BREVE HISTORIA DE LA AVIACION

En un momento de la historia, el hombre prehistórico se detuvo a observar el movimiento de los pájaros y otros animales voladores, hecho que desde la antigüedad se marco como el sueño más grande de la humanidad, volar. A continuación se presenta de forma resumida la historia de esta evolución, desde las primeras invenciones imitando el movimiento de las aves, hasta llegar a los desarrollos más modernos. Se muestra también en brevedad el origen y desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados, enmarcándose como el futuro de la aviación en el mundo.

1.1. AVIACION TRIPULADA

Uno de los sueños más antiguos del hombre es el de encumbrarse en el viento y despegarse de las ataduras de la gravedad. Este sueño llevó a muchos hombres de la Edad Media a saltar desde torres agitando alas artificiales para alcanzar alturas mayores, sin conseguir ningún resultado positivo. En el año 1680, el físico y matemático italiano Giovanni Borelli estudió la aplicación de los músculos en el vuelo de los pájaros, concluyendo que el ser humano nunca sería capaz de volar a partir de su propia fuerza. Hasta entonces, el único trabajo serio en materia aeronáutica era el de Leonardo da Vinci, escrito durante el Renacimiento, quien estudió el vuelo de los pájaros y concibió máquinas voladoras con alas batientes, con cuyo movimiento se generarían las fuerzas necesarias para volar y desplazarse. Para su época, ya se conocían el molino de viento (precursor de las hélices) y el volantín (parecido a las alas de un avión); sin embargo, sus diseños no contemplaban motores mecánicos para la propulsión¹.

“No hubo avances significativos en materia de vuelo hasta fines del siglo XVIII, cuando fue inventado el globo aerostático; sin embargo, este tipo de máquinas se caracteriza por ser más liviana que el aire, y no utiliza las formas aerodinámicas para su sustentación”².

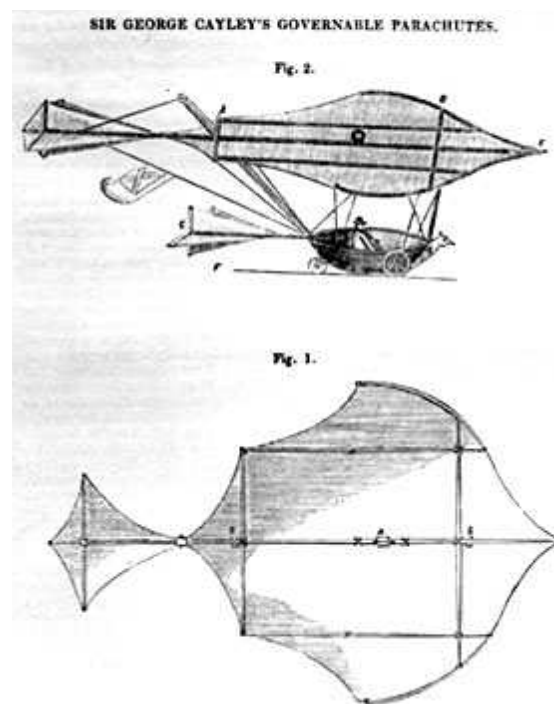
A principios del siglo XIX, el inglés Sir George Cayley, baronet de Yorkshire, quien dedicó su vida al estudio de la locomoción aérea desde una perspectiva

¹ Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 6. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

² Ibíd., p. 7.

científica, estableció el concepto moderno de avión. Reemplazó la idea antigua del ala batiente por un ala fija, capaz de elevar al avión y generar la resistencia al avance, y un mecanismo aparte para generar movimiento y oponerse a dicha resistencia. Imaginó sistemas de propulsión basados en el movimiento generado por la combustión súbita de materiales inflamables, aunque en su época sólo existía la máquina de vapor, poco eficiente para elevar un avión. También sentó las bases de la aerodinámica a través de sus muchas publicaciones, e inventó la idea de control de vuelo mediante superficies móviles. En 1804 construyó un planeador no tripulado calificado por muchos como el primer aeroplano que voló con éxito. Al no encontrar una fuente motriz suficientemente liviana como para impulsar un avión, se dedicó al estudio de la aerodinámica. Basado en sus estudios, construyó un planeador que en 1853 realizó el primer vuelo tripulado de la historia. Por sus contribuciones al concepto de avión, muchos historiadores lo consideran como el inventor del aeroplano (figura 1)³.

Figura 1. Planeador por George Cayley.

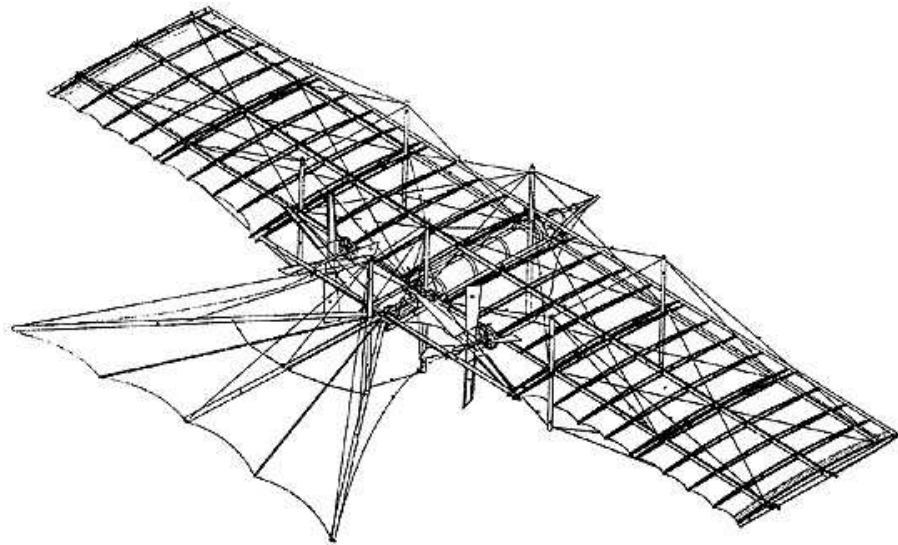


Fuente: NAUGHTON, Russell. The pioneers [en línea]. Victoria: Monash university, 2002. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/cayley.html>

³ Ibid., p. 7.

Pocos inventores de la época pudieron realizar verdaderos aportes a la aviación. Entre ellos, el inglés William Samuel Henson, contemporáneo de Cayley, contribuyó notablemente al concepto moderno de avión, considerando en su diseño alas fijas, fuselaje, cola con superficies de control, hélices, tren de aterrizaje; sin embargo, su avión impulsado por vapor en 1847 no tuvo mucho éxito debido a la mala razón potencia/masa que entregaba el motor (figura 2).

Figura 2. Diseño de Henson.



Fuente: Wikipedia: William Samuel Henson [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://en.wikipedia.org/wiki/William_Samuel_Henson

En la década de 1870, Alphonse Pénaud construyó una máquina de 50 cm impulsada por un elástico enroscado, que mueve una hélice al desenroscarse (actualmente, el sistema se denomina “motor de goma”). Su “Planóforo” (figura 3) voló con éxito en 1871. Luego diseñó un avión anfibia con muchas de las características de los aviones modernos, y que nunca logró construir por falta de apoyo financiero. En 1880 Pénaud se suicidó producto de su decepción⁴.

⁴ Ibíd., p. 8.

Figura 3. Planóforo de Pénau.



Fuente: Wikipedia: Alphonse Pénau [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Alphonse_P%C3%A9naud

Uno de los mayores aportes a la aviación fue realizado por el alemán Otto Lilienthal, quien publicó sus estudios acerca de las aves en su obra “El vuelo de las aves como base de la aviación”. Lilienthal construyó una serie de planeadores entre 1891 y 1896. Éstos eran similares a las alas delta actuales, en cuanto a que el piloto cuelga de la estructura y la controla moviéndose de un lado a otro (figura 4). “Sus planeadores tuvieron mucho éxito, y resultaron ser bastante prácticos: eran capaces de volar hasta 260 m. Por su gran cantidad de vuelos realizados, Lilienthal es considerado como el primer aviador del mundo. Desafortunadamente, en uno de sus vuelos el avión cayó y Lilienthal murió antes de poder probar un sistema de motores en su planeador”⁵.

⁵ Ibíd., p. 8.

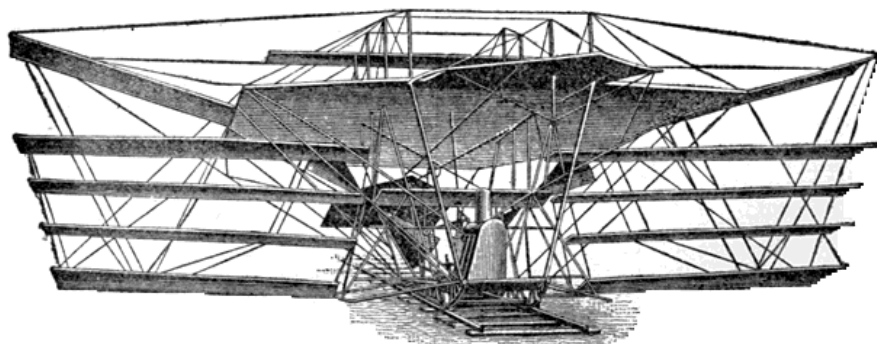
Figura 4. Planeador de Lilienthal.



Fuente: RODRIGUEZ, Víctor. El sueño más primitivo de la humanidad [en línea]. Bilbao: Víctor Rodríguez, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://www.parapente.net/blogs/moncho/000_0001109

Al mismo tiempo que Lilienthal probaba sus planeadores, Sir Hiram Maxim construía un biplano de gran tamaño, con dos motores de vapor de 180 HP, con hélices de 6 m. En una prueba realizada en 1894, el avión desarrolló suficiente fuerza como para despegar, aunque no lo hizo dado que se limitó ese grado de libertad. Maxim quedó conforme con el desempeño de su avión, y demostró que con suficiente energía era posible elevar un vehículo pesado (figura 5)⁶.

Figura 5. Maquina voladora de Maxim.



Fuente: Wikipedia: Hiram Stevens Maxim [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Hiram_Stevens_Maxim

⁶ Ibíd., p. 8.

Otro experimentador exitoso de la época fue el norteamericano Octave Chanute, quien se dedicó a estudiar y compilar los trabajos existentes en materia de aviación. También construyó planeadores de diseño propio, y perfeccionó un modelo de Lilienthal, que tuvo mucho éxito (figura 6).

Figura 6. Modelo perfeccionado de Lilienthal desarrollado por Chanute.

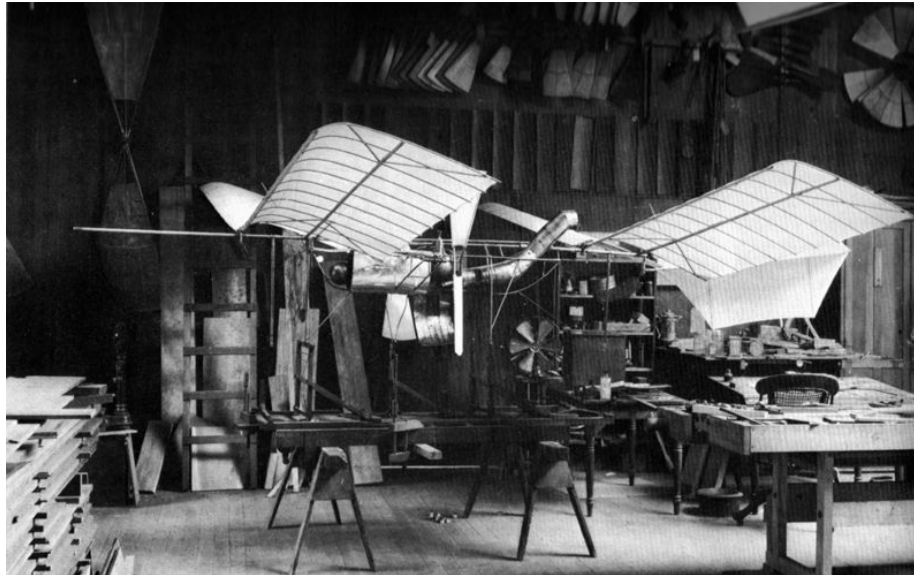


Fuente: Flight before the Wrights: Octave Chanute, Chicago. [en línea]. Chicago: University of Chicago, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.lib.uchicago.edu/e/crerar/exhibits/chanute-main.html>

Previo al logro de los hermanos Wright, hubo otro trabajo muy importante que se considera como el primer avión capaz de volar con energía propia. Su inventor fue Samuel Pierpoint Langley, arquitecto, astrónomo, físico y matemático. Realizó importantes estudios de aerodinámica en su laboratorio, y creó un avión que incorporaba una máquina a vapor suficientemente liviana y potente como para levantar un avión (figura 7). El motor fue desarrollado por un socio de Langley, el ingeniero Charles Manly, quien además se desempeñó como piloto en las pruebas. El 7 de octubre de 1903 el Aeródromo de Langley fue lanzado desde una catapulta en una casa flotante en el río Potomac (figura 8). Un problema en la catapulta hizo que el avión no pudiera emprender el vuelo, y postergara su próximo intento hasta dos meses. En esa ocasión, nuevamente falló el sistema de lanzamiento, y el avión sufrió graves daños que impidieron una pronta reparación; sin embargo, los historiadores coinciden en que el Aeródromo fue el primer avión que estaba capacitado para volar con energía propia y sostener el vuelo⁷.

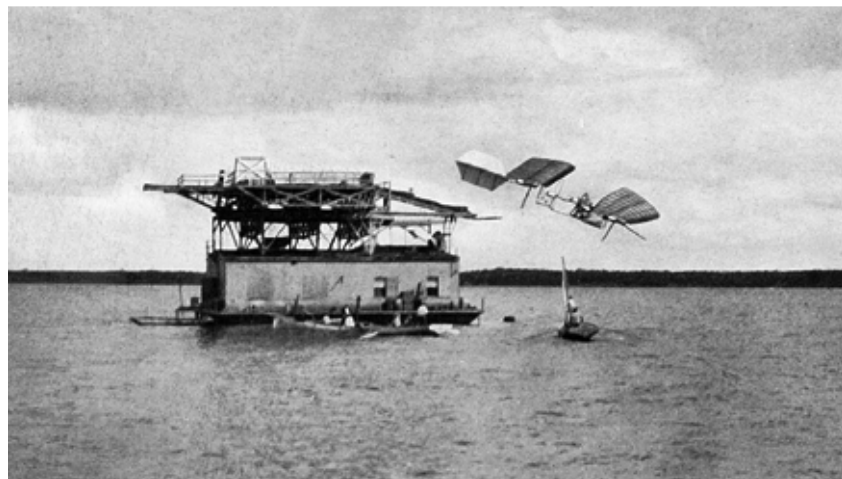
⁷ Ibíd., p. 9.

Figura 7. Modelo desarrollado por Langley.



Fuente: Wikipedia: Samuel Pierpont Langley [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006.
[Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet:
http://en.wikipedia.org/wiki/Samuel_Pierpont_Langley

Figura 8. Prueba de vuelo de Langley en el río Potomac.



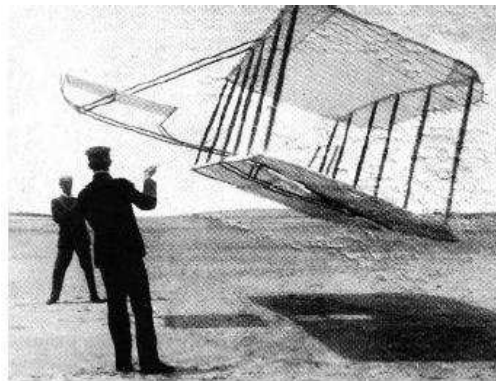
Fuente: Wikipedia: Samuel Pierpont Langley [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006.
[Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet:
http://en.wikipedia.org/wiki/Samuel_Pierpont_Langley

Hasta ese momento, no se había podido realizar un vuelo sostenido y tripulado de un avión movido por su propia fuerza, y si bien los planeadores llevaban algunos años volando, el control sobre éstos seguía realizándose mediante un cambio en la posición de su centro de gravedad.

En aquella época, en Dayton, Ohio, vivían Wilbur (1867) y Orville Wright (1871), dos constructores de bicicletas e hijos de un pastor presbiteriano, quien en 1871, les regaló uno de los Planóforos de Pénaud con motor a goma. Inspirados en él y en la muerte de Otto Lilienthal, ambos decidieron estudiar más acerca de las máquinas voladoras. En el año 1900, luego de muchos estudios y la ayuda de Chanute, los hermanos Wright construyeron su propio planeador (figura 9). Para controlar el giro en torno a su eje, e inspirado en la forma en que las aves controlan su vuelo, Wilbur ideó un sistema mediante el cual las alas del avión se tuercen dando lugar a unas precarias superficies de control. Este sistema constituyó una mejora notable a los planeadores de Lilienthal, que se controlaban cambiando la posición del cuerpo del piloto.

En el año 1900 el planeador estuvo listo y fue probado en las playas de Kitty Hawk, Carolina del Norte, caracterizadas por sus vientos constantes y una superficie lisa y libre de obstáculos. El planeador contaba con una superficie de control frontal para la altitud, y las alas necesarias para la sustentación. Las pruebas resultaron exitosas, aunque el planeador no tenía la sustentación que Lilienthal predijo en sus estudios⁸.

Figura 9. Planeador de los hermanos Wright.

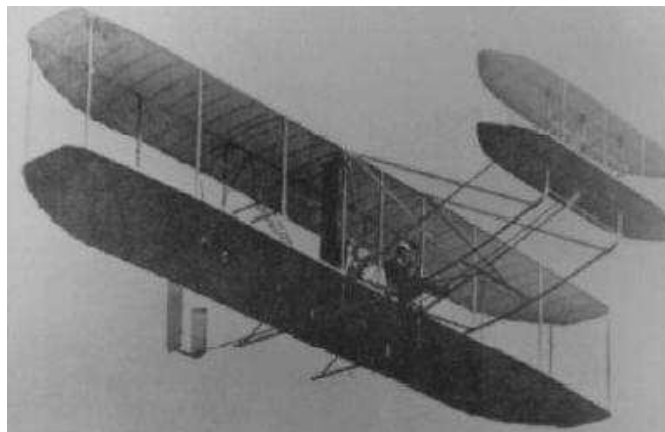


Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 10. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

⁸ Ibíd., p. 10.

Los hermanos Wright decidieron construir un segundo planeador, de mayor tamaño. Para lograr la sustentación necesaria, probaron diferentes perfiles de ala en un túnel de viento que construyeron especialmente. Con sus pruebas aprendieron mucho más de lo que se conocía hasta el momento en materia de sustentación, y se dieron cuenta que no podían confiar en el legado de los primeros pioneros, ya que éstos no contaban con las condiciones controladas de un laboratorio para autenticar sus conclusiones. Una vez construido, el planeador fue probado en vuelo en agosto de 1901. Los hermanos Wright quedaron decepcionados con el desempeño del aparato, dado que el sistema de control de vuelo, similar al que tenían en su primer planeador, presentaba desperfectos cuando una ráfaga bajaba un ala. En tal caso, el avión tendía a girar y se perdía su control. Orville ideó un sistema de timón de dirección para contrarrestar este efecto, y Wilbur lo acopló a los mismos cables que controlaban el alabeo de las alas. El sistema fue probado en septiembre y octubre de 1902, dando excelentes resultados. El próximo paso era agregarle un motor al avión. Los hermanos Wright lo construyeron, y era capaz de entregar 13 caballos de vapor en sus 81.5 kg. No era tan liviano y poderoso como el de Manly, pero era suficiente para lo que ellos necesitaban. Montaron el motor en el avión, y mediante cadenas de bicicleta, lo acoplaron a dos hélices de su propia creación. Los hermanos Wright descubrieron que las hélices son en realidad alas que giran en lugar de desplazarse. Para diseñarlas, aplicaron los mismos principios de sustentación que para las alas, y el producto fue una hélice increíble para su época, con un 66% de eficiencia. Las montaron en su avión de 12.25 m. de envergadura y se prepararon para hacer historia (figura 10)⁹.

Figura 10. Avión de los hermanos Wright “Volador”.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 11. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

⁹ Ibíd., p. 11.

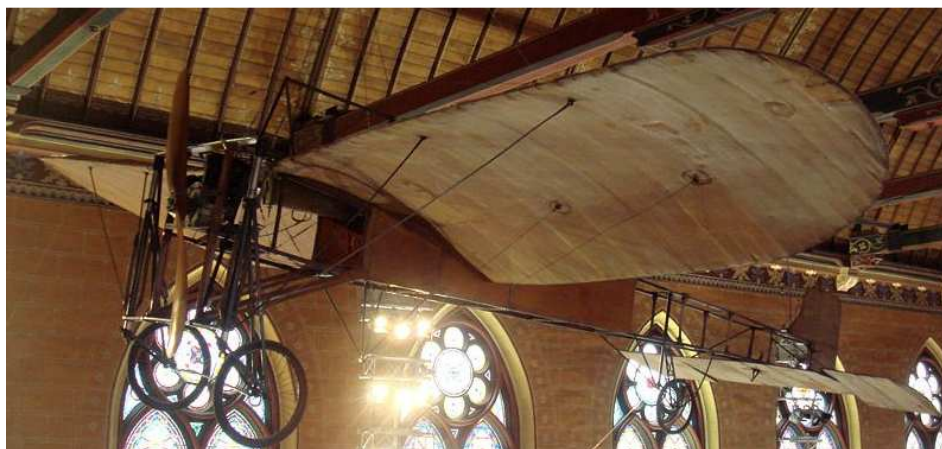
El 14 de diciembre de 1903, una moneda decidió que sería Wilbur el primero en pilotar el Volador, como bautizaron su avión. Una mala maniobra del piloto impidió un vuelo sostenido y desató un aterrizaje que dañó levemente el aparato. La próxima oportunidad sería de Orville.

Tras reparar los daños, el 17 de diciembre de 1903 intentaron un segundo vuelo que duró 12 segundos y cubrió 35 m. Ese día realizaron varios vuelos exitosos.

El último vuelo del Volador lo realizó Wilbur, manteniéndose por 59 segundos en el aire. Ese día, por primera vez en la historia, una máquina tripulada construida por el hombre fue capaz de elevarse mediante su propia energía, cubrir una cierta distancia sin disminuir su rapidez, y aterrizar en un punto tan alto como el de despegue. Hacia 1905 ya habían construido su tercer avión, capaz de despegar, maniobrar y aterrizar en forma práctica.

En los años siguientes, muchas personas investigaron y probaron aviones de diferentes diseños, logrando cada vez mejores resultados en altitud, rapidez y distancia recorrida. En 1909, el francés Louis Blériot cruzó el Canal de la Mancha (figura 11).

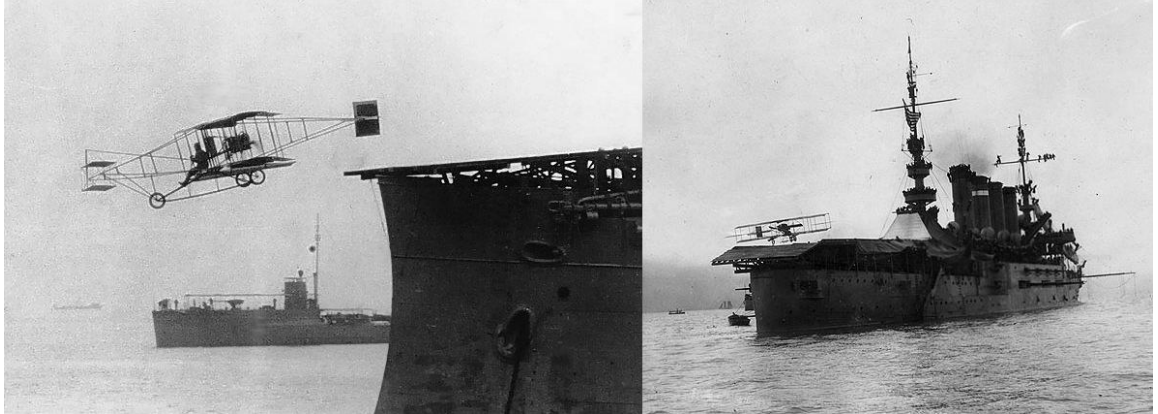
Figura 11. Avión con el que Louis Blériot cruzó el canal de la mancha.



Fuente: Wikipedia: Louis Blériot [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://en.wikipedia.org/wiki/Louis_Bl%C3%A9riot

En esos años se vislumbraron las posibilidades que el avión podría otorgarse a las fuerzas de combate de un país. El piloto norteamericano Eugene Ely despegó y aterrizó de un barco (figura 12), y en 1911 la Armada Norteamericana usó uno de los biplanos de los hermanos Wright para hacer una prueba de bombardeo. En el mismo año, Glenn Curtiss inventó el hidroavión (figura 13).

Figura 12. Primer despegue y aterrizaje de un avión sobre un barco.



Fuente: DENER, Mark. Eugene Burton Ely [en línea]. California: California center for military history, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://californianavalaviation.homestead.com/EugeneBEly.html>

Figura 13. Hidroavión de Curtiss.



Fuente: Developing San Diego: The images of Ralph P. Stineman, 1920 - 1925 [en línea]. San Diego: San Diego historical society, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.sandiegohistory.org/collections/stineman/images/91-18564-511.jpg>

Hacia 1913 ya existían aviones acrobáticos, capaces de realizar diferentes maniobras. Se hicieron también vuelos de largas distancias con múltiples detenciones.

En esos años comenzaron a operar las primeras líneas aéreas comerciales, volando entre ciudades cercanas; sin embargo, los vuelos no eran muy cómodos para los pasajeros debido a los fuertes cambios de presión en la cabina causados por los cambios de altitud, y el desarrollo de la aviación comercial fue mucho más lento que el de la aviación militar.

La Primera Guerra Mundial sirvió de trampolín al desarrollo de la aviación. Los alemanes y los franceses llevaban la delantera con los aviones de Anthony Herman Fokker (figura 14) y Louis Blériot (figura 11), respectivamente. Hacia fines de esta guerra, los aviones volaban a 250 km/h y 7600 m. de altitud.

Figura 14. Avión construido por Anthony Herman Fokker.



Fuente: Anthony Herman Gerard Fokker [en línea]. Chicago: Encyclopædia Britannica, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.britannica.com/EBchecked/topic-art/211981/96513/Anthony-Fokker-in-his-glider-1922#tab=active~checked%2Citems~checked>

En la década de 1920 se perfeccionaron los motores refrigerados por aire, más livianos que los refrigerados por líquido. Se hizo más práctica entonces, la fabricación de aviones pequeños, permitiendo así el inicio de la aviación privada.

Durante los inicios de la aviación, la navegación era básicamente visual, y los pilotos se desviaban fácilmente de sus rutas. La primera forma para guiarse era siguiendo la línea del tren (la llamada Brújula de Acero). Apenas existían el tubo de Pitot para indicar la rapidez del avión y el altímetro, indicador de altitud. A éstos se sumó la brújula aérea práctica, insensible a las vibraciones del avión (1911, Creagh-Osborne), con lo cual los pilotos podían volar sin perderse si tenían cierta experiencia en navegación. En 1919 se diseñó un sextante especial para los aviones, que permitía a los pilotos guiarse según la posición de las estrellas, pero no era perfecto, ya que dependía directamente de la visibilidad del firmamento. En 1920 ya existían luces en las pistas de aterrizaje. En 1927 se instaló un sistema de radiofaros direccionales (especies de faros ubicados en puntos específicos que emitían ondas de radio en direcciones precisas) para ayudar a los pilotos a la navegación. Sin embargo, aún no era posible el vuelo “a ciegas”, es decir, con visibilidad nula¹⁰.

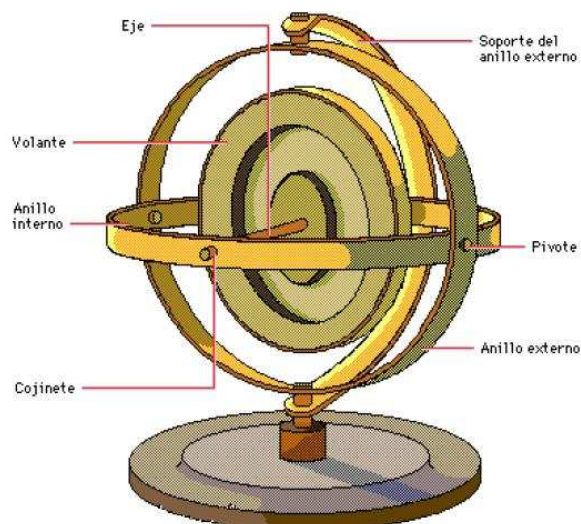
En 1928 el Fondo Daniel Guggenheim para la Promoción de la Aeronáutica instaló un laboratorio en Mitchel Field para perfeccionar el vuelo basado en lectura de instrumentos. El teniente J. H. Doolittle encabezó el proyecto. Tenía a su disposición dos radiofaros, capaces de guiar su dirección, pero la brújula no era útil a bajas altitudes, y el altímetro barométrico presentaba errores de hasta 30 m.

Doolittle encomendó construir un altímetro más preciso (3 m. de error) a Paul Kollsman, quien utilizó engranajes de relojería suiza para su propósito. Luego le pidió a Elmer Sperry padre y Elmer Sperry hijo, que diseñaran un giroscopio útil para conocer el plano del horizonte. El giroscopio es un instrumento basado en un volante que gira rápidamente, generando una gran cantidad de movimiento angular que tiende a conservarse, manteniendo la dirección del eje (figura 15). Los Sperry perfeccionaron el giroscopio, y en 1929 entregaron a Doolittle el primer Horizonte Artificial, instrumento vital en cualquier avión que permite conocer su ángulo de balanceo y cabeceo. También inventaron un giroscopio direccional, que permitía conocer el ángulo de guiñada del avión, o movimientos en torno a su eje vertical. En ese mismo año Doolittle voló varios kilómetros en una ruta predeterminada comunicado con el mundo exterior sólo a través de esos instrumentos, y fue capaz de aterrizar en forma segura¹¹.

¹⁰ *Ibíd.*, p. 13.

¹¹ *Ibíd.*, p. 14.

Figura 15. Giroscopio.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 14. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

Hacia 1940, los aviones comerciales contaban con instrumentos que ayudaban al piloto en su tarea. Existían sistemas de piloto automático, capaces de mantener el rumbo horizontal y vertical del avión. También contaban con cabina presurizada, otorgando mayor comodidad a la tripulación y los pasajeros.

Durante la Segunda Guerra Mundial se perfeccionaron los radiofaros, creándose el radiofaro omnidireccional, que funcionaba a frecuencias insensibles a la estática. También se añadieron mejoras sustanciales a los radares, que permitieron una navegación más segura. Desde ese momento, la navegación electrónica se ha manifestado en diversas aplicaciones que han sido perfeccionadas con los sistemas de navegación satelital y el ILS¹².

Otro gran avance de la Segunda Guerra Mundial fue el desarrollo de los motores jets. Aunque este tipo de motores fue desarrollado a mediados de los 40, tuvieron una influencia revolucionaria en la aviación comercial a fines de los 50. En 1952 los ingleses desarrollaron el DeHavilland Comet, avión de cuatro turbinas, capaz de volar a 885 km/h. Desafortunadamente, un problema estructural provocó dos accidentes fatales en sus aterrizajes, hecho que dio la oportunidad a los productores norteamericanos de competir con un producto más seguro. La Boeing desarrolló el 707, y la Douglas, el DC-8. El primero entró en operaciones en 1958, reduciendo el tiempo de vuelo en

¹² Ibíd., p. 14.

comparación con los aviones impulsados por hélice a la mitad. El 707 de la Boeing es uno de los aviones comerciales más exitosos y marcó el fin de los grandes aviones comerciales con motor de pistón. Desde entonces, ambas compañías han desarrollado aviones muy confiables y cómodos, adaptando diferentes modelos para cada necesidad de capacidad y distancia. Durante los 80 y 90, la compañía europea Airbus Industry se unió a la competencia con aviones similares.

Los mayores avances en la aviación comercial subsónica desde la introducción del 707 se han desarrollado en torno a la electrónica en general y a los motores, ya que la estructura misma de los aviones se ha mantenido. La aviación comercial supersónica está constituida básicamente por el Concorde, avión creado por una sociedad anglo-francesa capaz de alcanzar Mach 2 (figura 16). Este avión entró en servicio en 1976, y presenta serios problemas de contaminación acústica y alto costo por viaje, por lo que no se ha difundido como lo han hecho los aviones comerciales subsónicos¹³.

Figura 16. Avión Concorde.



Fuente: HAYLES, John. Aerospatiale/BAC Concorde [en línea]. Bristol: Aeroflight: the website for aviation enthusiasts, 2007. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.aeroflight.co.uk/types/international/aerospat-bac/concorde/concorde.htm>

Distinto ha sido el desarrollo de la aviación militar. Después de haberse superado la barrera del sonido (Charles “Chuck” Yeager, Bell X-1 (figura 17), 1947), se han fabricado aviones de combate prácticos capaces de alcanzar Mach 3. También se han desarrollado poderosos sistemas de armamento, apoyados en equipos electrónicos altamente sofisticados, y se ha mejorado el desempeño en cuanto a maniobrabilidad, alcance, estabilidad y seguridad, lo cual representa una parte

¹³ Ibíd., p. 15.

muy importante de la historia de la aviación. Sin embargo, estos avances no se mencionan aquí por no tener mayor relevancia en este trabajo.

Figura 17. Bell X – 1. Primer avión en superar la barrera del sonido.



Fuente: ANDERSON, John D. Research in supersonic flight and the breaking of the sound barrier [en línea]. New York: NASA, 1972. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://history.nasa.gov/SP-4219/Chapter3.html>

El futuro de la aviación comercial contempla el desarrollo de aviones trans atmosféricos, que serán capaces rodear la Tierra en un par de horas, estos aviones contarán con sistemas de control especiales para poder maniobrar en el espacio, y la mayor parte del recorrido la harán libres de la resistencia del aire. Se espera además que los sistemas de navegación permitan que el vuelo sea cada vez más seguro¹⁴.

El ingeniero aeronáutico Burt Rutan ha realizado el primer avance en este tipo de desarrollos con el "Space Ship One" (figura 18), el cual es un avión espacial suborbital con espacio para un tripulante con dos pasajeros. Posee un motor de cohete que consume una mezcla de combustible sólido y óxido nítrico, realizó su primer vuelo en el 2004, consiguiendo así ser el primer vehículo espacial tripulado de capital privado.

¹⁴ Ibíd., p. 16.

Figura 18. Space Ship One, primer avión espacial.



Fuente: Tecno Aéreo. Virgin Galactic, la línea aérea al espacio [en línea]. Toledo: Inventa Internet, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.tecnoaereo.com/virgin-galactic-la-linea-aerea-al-espacio>

1.2. AVIACION NO TRIPULADA

La historia de la aviación no tripulada data sus orígenes en la primera guerra mundial, donde fueron desarrollados vehículos aéreos no tripulados que no fueron utilizados debido a la falta de pruebas de su funcionamiento, hecho que no se llevo a cabo por la poca tecnología de la época. El ejército alemán fue el primero en utilizar este tipo de vehículos con el V – 1 o aeronave bomba (figura 19), en los conflictos de la segunda guerra mundial, dando pie a un gran desarrollo en el campo de la aviación no tripulada.

Figura 19. Primer UAV. V – 1, utilizado por el ejército alemán.



Fuente: BUSTOS, Rodrigo. Vergeltungswaffe Eins (V – 1) [en línea]. Concepción: Rodrigo Bustos, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://sgm.casposidad.com/armamento/einsv1.htm>

A partir de 1950 comienzan las primeras actividades experimentales de carácter militar en aeronaves autónomas, dando inicio así a una revolución en el diseño, aplicaciones y desarrollo de UAV's aplicados inicialmente para misiones en el campo militar, hecho que se observó en la guerra de Vietnam, la operación en el Líbano, la operación tormenta del desierto, operaciones en Afganistán y los combates en Iraq.

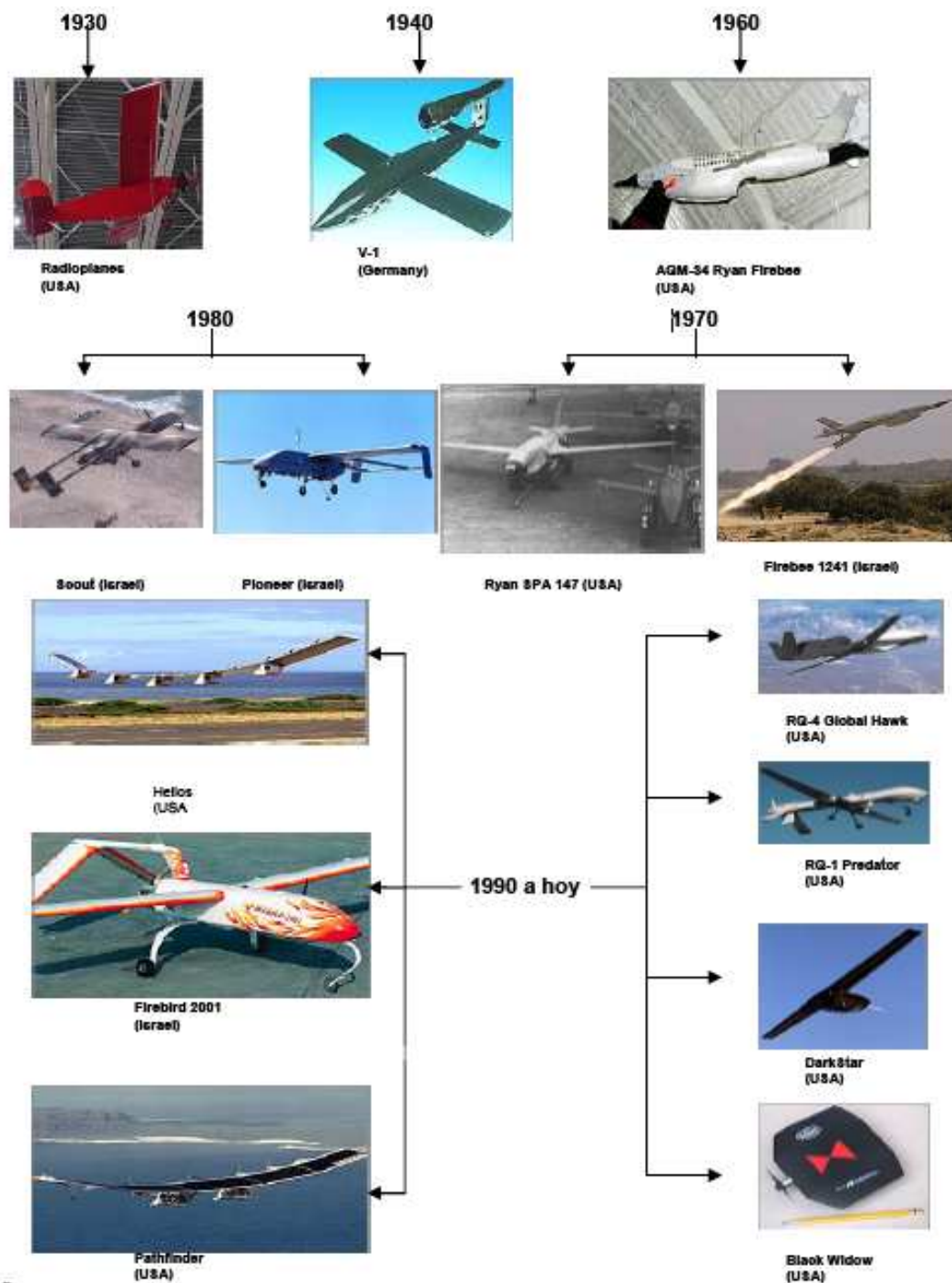
En sus inicios, el UAV, aparece como una búsqueda de la independencia del vuelo en aeronaves basadas en la tecnología de la época, demostrando así que la aplicación del concepto de realizar una misión que esté ajena a la dependencia del factor humano en cuanto a decisiones y límites de desempeño de los instrumentos, certifica cada vez más la eficiencia de los sistemas de vuelo no tripulado, incorporando un nuevo término en el campo aeronáutico¹⁵.

En la actualidad, el mundo ha sido testigo de la evolución de los vehículos autónomos, que han logrado una independencia importante de la dirección humana, y se aplican principalmente en actividades propias de misiones militares, inter actuación del desarrollo de nuevos materiales y electrónica moderna destinada a la aeronáutica. El resultado es un importante avance en los nuevos modelos de guerra, disminuyendo ostensiblemente la presencia humana directa, para lograr la superioridad aérea y evitar la pérdida de la vida de personas involucradas directamente en el conflicto¹⁶.

¹⁵ MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 2. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación "Marco Fidel Suarez". Facultad de ingeniería.

¹⁶ *Ibíd.*, p. 3.

Figura 20. Evolución de UAV.



MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 4. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación "Marco Fidel Suarez". Facultad de ingeniería.

En el transcurso de los años, los vehículos aéreos no tripulados han sido llamados de diferentes formas. Su nombre ha cambiado de acuerdo al desarrollo que ha tenido la ingeniería, sin embargo la esencia sigue siendo la misma: “vehículo que no transporta operador humano, usa las fuerzas aerodinámicas para proveer sustentación, puede volar autónomamente o ser piloteado remotamente, se puede recuperar o extender y puede llevar carga útil letal o no letal. Los vehículos balísticos, misiles crucero y proyectiles de artillería no se consideran vehículos aéreos no tripulados”¹⁷.

Actualmente en los sistemas UAV se han desarrollado distintas variaciones respecto a su rendimiento, capacidades, perfil de misión y de la tecnología aplicada. El principal objetivo de desarrollo de un UAV a través de la historia, ha sido el de vigilancia; en los años 90 se categorizaron en tres tipos específicos según su rango de cobertura; rango cercano, rango pequeño o gran autonomía, clasificándose como cercano aquellos UAV que alcanzaban hasta 50 Km, pequeño hasta 200 Km y de gran autonomía para cualquiera que tenga un alcance máximo al último establecido¹⁸.

Así pues, el futuro de la aviación no tripulada promete desarrollar nuevas máquinas capaces de sustituir toda acción humana dentro de su trabajo, delegando a los pilotos la seguridad de un sistema de monitoreo y control en tierra de forma segura, previniendo de esta manera accidentes en misiones de alto riesgo.

¹⁷ BONE, Elizabeth y BOLKCOM, Christopher. Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues for Congress [en línea]. Washington D.C.: 2003: Federation of American Scientists. p. 2. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: <http://www.fas.org/irp/crs/RL31872.pdf>

¹⁸ MORAN, ORDUZ, ORDUZ, Op. cit., p. 6.

2. SUBSISTEMAS DE UN SISTEMA UAV

El sistema UAV es mucho más que el aero vehículo; para lograr que se cumpla la misión a desarrollar por la aeronave, se requieren de cinco elementos que componen el sistema UAV.

2.1. MEDIO DE OPERACION

Cada vehículo aéreo es diseñado y desarrollado para operar bajo unas condiciones diferentes, en los que se incluyen, altitud, temperaturas, clima, etc.

Es por esto que este elemento se toma como el primer aliciente de los requerimientos para el proceso de diseño de una aeronave.

2.2. VEHICULO AEREO

Está compuesto por: fuselaje de la aeronave, alas, unidad de propulsión, controles electrónicos y mecánicos de vuelo, sistema de navegación y sistema de potencia eléctrica.

Generalmente el vehículo aéreo tiene autonomía para: volar de un punto a otro, realizar maniobras de reconocimiento, controlar el ascenso y descenso, corregir errores en la fase de crucero de acuerdo a la programación de misión ejecutada previamente.

Figura 21. Vehículo aéreo.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

2.3. ESTACION DE CONTROL

Es un lugar físico donde se planean y controlan las operaciones a desarrollar por el vehículo aéreo. Forman parte de este, los sistemas de video, comando, plataforma de datos de telemetría, equipos de navegación, equipos de monitoreo de la aeronave. Esto permite comandar la aeronave en la secuencia de despegue y aterrizaje, controlar el vehículo en vuelo, vigilar la misión, mostrar y grabar las imágenes transmitidas por la aeronave.

La estación de control puede estar instalada en plataformas fijas o móviles como es el caso de estaciones ubicadas en vehículos terrestres o aéreos. La adaptación depende del tipo de misión a desarrollar.

En la estación de control se encuentran los operadores humanos de los equipos, quienes programan los perfiles de misión, analizan datos, comandan y controlan la aeronave por medio de equipos electrónicos y monitorean la ejecución de la operación. Las imágenes recibidas en los monitores de las computadoras son en tiempo real, basadas en imágenes sintéticas y mapas digitales de la zona en la que se va a ejecutar la operación, lo que permite continuar o designar nuevos patrones de sostenimiento para realizar la vigilancia aérea, esto gracias a la flexibilidad del software que permite recibir nuevas entradas de datos para cambiar la misión pre-planeada o suspenderla definitivamente.

Figura 22. Estación de control.

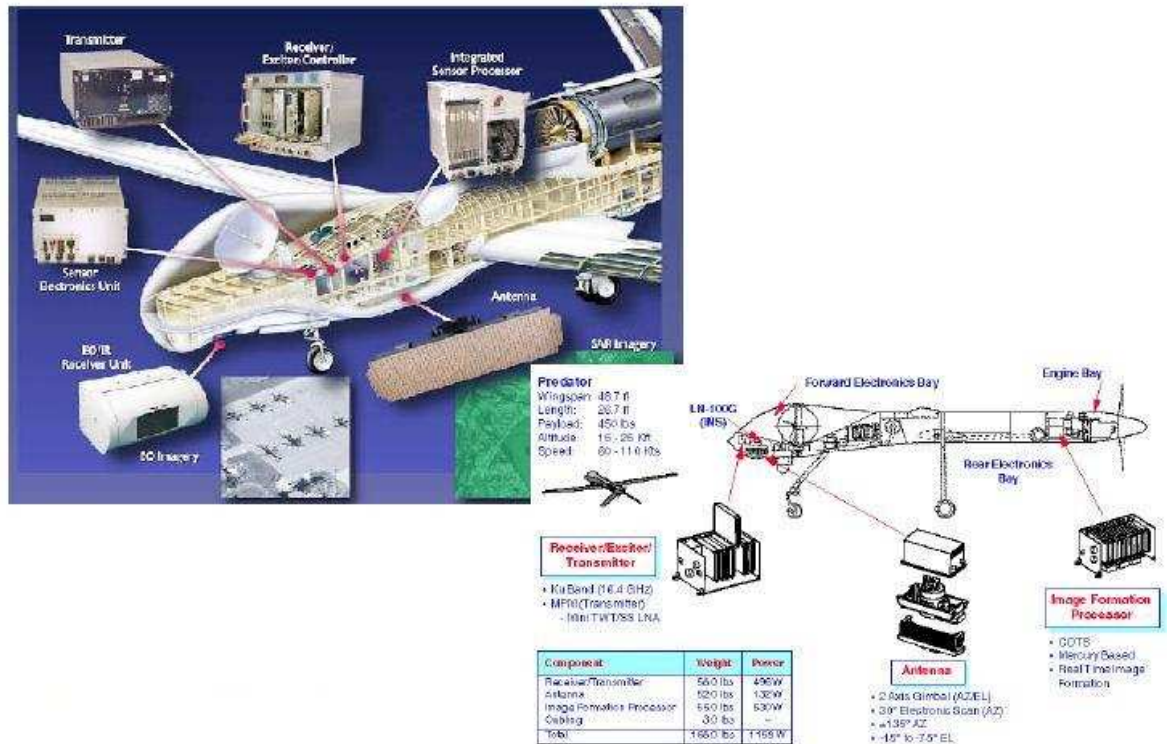


Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

2.4. PAYLOAD

En el payload o carga útil radica la importancia de un UAV, ya que hace referencia a los sistemas de vigilancia y control electrónico que posee la aeronave como video cámaras, sensores infrarrojos para misiones de reconocimiento, sensores de radar, electrónica de armamento, sensores meteorológicos y químicos, sensores de radiación nuclear, transmisores, antenas, unidades de sensores electrónicos y tarjetas de detección de blancos, reconocimiento e identificación. En el payload se excluye los sistemas básicos para volar del vehículo, como la aviónica, los sistemas de enlace de datos, sistema de propulsión y combustible, etc.

Figura 23. Ejemplo de payload de un UAV.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

2.5. EQUIPOS DE SOPORTE Y MANTENIMIENTO

Incluye el equipo humano encargado del mantenimiento de los subsistemas de la aeronave y el personal que mueve el vehículo de un lugar a otro en tierra.

El mantenimiento del sistema UAV es una tarea igual de complicada que cualquiera de los aviones existentes en el mercado que contengan equipos de alta tecnología, debido a su alto costo y cuidado requeridos.

Figura 24. Equipo de soporte y mantenimiento.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 34. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación “Marco Fidel Suarez”. Facultad de ingeniería.

3. CONCEPTOS

En el proceso de diseño aeronáutico, se manejan diferentes conceptos, es por esto que para un mejor entendimiento del proceso de diseño, se dan algunas definiciones que ilustren acerca del tema.

3.1. FASES DEL DISEÑO

En el desarrollo de las fases correspondientes a la obtención de un diseño aeronáutico, existen diferentes etapas que deben ser llevadas a conclusión, éstas están organizadas de una forma tal, que el proyecto marque un proceso de diseño concurrente, donde cada etapa del proceso puede ser retroalimentada y corregida.

3.1.1. Diseño conceptual. Es la fase del diseño donde se realizan bosquejos iniciales que plasman las ideas propuestas por el diseñador. Aquí se direcciona la idea general para cumplir con los requerimientos y objetivos. Es en esta etapa donde se establecen las primeras estimaciones de peso, longitud, envergadura, etc. Se consideran además nuevas ideas de diseño y posible performance del vehículo. Se responden inquietudes de configuración, tamaño, forma y ubicación de las alas, forma de la cola, si es o no es necesario el uso de canard y el tipo de motor y su posición en la aeronave, y si este diseño resulta en una configuración aero-navegable. El producto final de esta fase es un prototipo para el diseño preliminar sin tener en cuenta información de riesgo técnico y de costos.

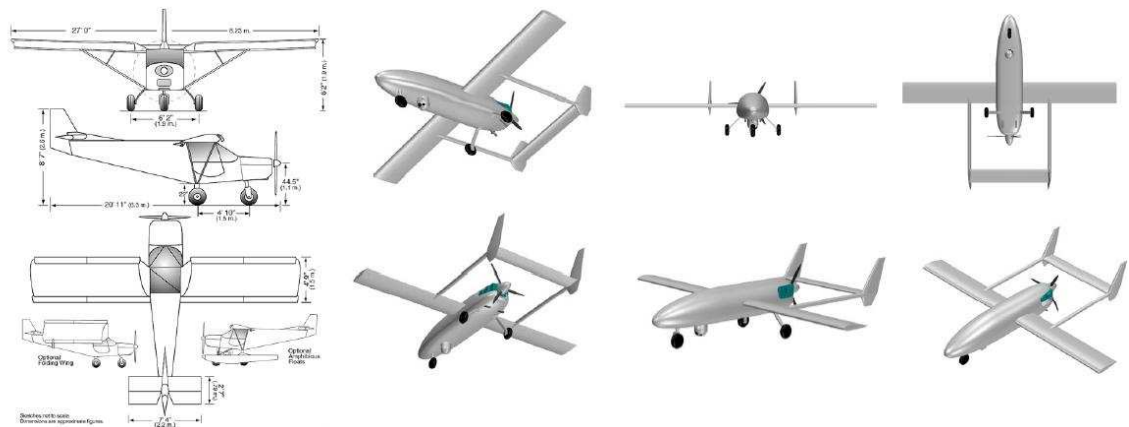
Figura 25. Diseño conceptual de un UAV.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 2. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación "Marco Fidel Suarez". Facultad de ingeniería.

3.1.2. Diseño preliminar. Es la siguiente fase del diseño que pretende mostrar un modelo bien sustentado. En esta etapa se realizan cambios menores respecto a la configuración trazada en el diseño conceptual, se realizan los primeros análisis estructurales y de sistemas de estabilidad y control, se desarrollan los diferentes cálculos, pruebas en túneles de viento, modelos computacionales. Al finalizar la etapa de diseño preliminar, la configuración del nuevo vehículo es “congelada” y definida con precisión, para finalmente proceder a la realización de los planos en la que se modelara cada uno de los componentes de la nueva aeronave.

Figura 26. Diseño preliminar de un UAV.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

3.1.3. Diseño detallado. Es la fase final de diseño antes de ser enviada a fabricación. Define el diseño con especificaciones detalladas de las piezas, pesos y estructuras que constituyen la aeronave, planos e instrucciones de manufactura para el proceso de producción. Para esta etapa, ya la nueva aeronave será una maquina que deberá ser fabricada. Se diseñan las herramientas de fabricación, se desarrollan los simuladores de vuelo y se realizan pruebas. Se tienen en cuenta además, el estudio técnico, económico, financiero, ambiental y legal.

Figura 27. Diseño detallado de un UAV.



Fuente: Aerial Vehicles [en línea]. Slidell: MELHCORP, LLC, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://melhcorp.com/Melh_PhotoG_Misc.htm

3.1.4. Fabricación. Esta etapa se compone de todas aquellas actividades que conllevan a la construcción de la aeronave (Proceso de producción). Es la última fase del proceso, donde se toma el diseño probado y analizado en las anteriores fases y se le gestiona todo un proceso de fabricación donde finalmente se obtiene la cantidad de replicas deseadas.

Figura 28. Producto final.



Fuente: PIQUEPAILLE, Roland. UAVs will study Californian smog [en línea]. Southern California: ZDNet, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://blogs.zdnet.com/emergingtech/?p=915>

3.2. CONCEPTOS BASICOS DE VUELO

Para estudiar los principios del vuelo de un avión es necesario conocer a grandes rasgos las fuerzas que se involucran en su movimiento, y el origen de dichas fuerzas. Además de lo anterior se requiere estudiar la función de las principales superficies de control para comprender la forma en que éstas actúan para guiar el avión. Conociendo lo anterior, es posible entender mejor cada etapa del vuelo de un avión¹⁹.

3.2.1. Sistema de ejes de una aeronave. Una aeronave puede moverse libremente por cada una de las tres dimensiones del espacio, y aunque no sea capaz de realizar cualquier movimiento imaginable, éstos no están restringidos deliberadamente. Por este motivo, se puede decir que el avión tiene seis grados

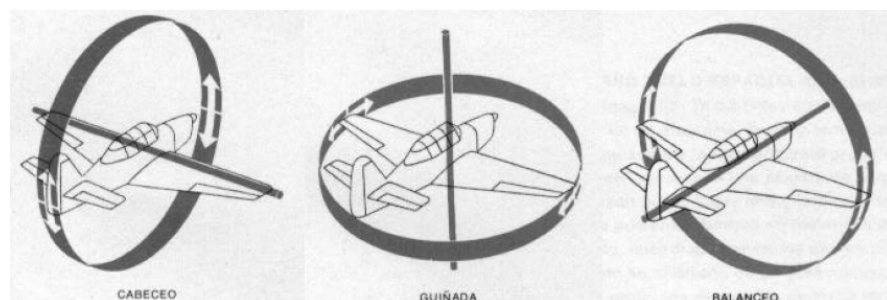
¹⁹ ABUSLEME, Op. cit., p. 16.

de libertad, es decir, seis tipos de movimiento independientes. Tres de ellos corresponden a desplazamiento, y los otros tres, a giros en torno a sus ejes.

Si bien los desplazamientos no tienen nombres específicos, se puede hablar de movimientos según algún eje o una combinación de ellos. En el caso del eje X, el desplazamiento que se produce es un avance del avión por sobre su dirección de vuelo; un movimiento según el eje Z es un ascenso o descenso del avión, y un movimiento según el eje Y es un movimiento lateral. Este último no se estudia con detención, dado que son muy pocas las aeronaves que lo pueden controlar en forma individual aplicando fuerzas laterales. El resto de las aeronaves sólo padece este movimiento como una perturbación de su vuelo. Los giros de una aeronave en torno a sus ejes sí están designados con nombres específicos, porque representan maniobras comunes para guiar el vehículo. Éstos se pueden clasificar en tres, según el eje en torno al cual se realicen (figura 29)²⁰:

- Cabeceo (*Pitch*): Este tipo de giro es realizado en torno al eje Y de la aeronave, y su efecto se aprecia como un ascenso o descenso de su nariz.
- Balanceo (*Roll*): Es un movimiento en torno al eje longitudinal de la aeronave (eje X) y se aprecia como una inclinación lateral del mismo.
- Guiñada (*Yaw*): Es un giro en torno al eje vertical (eje Z) de la aeronave, y produce un cambio en la dirección horizontal de su vuelo.

Figura 29. Giros de una aeronave en torno a sus ejes.



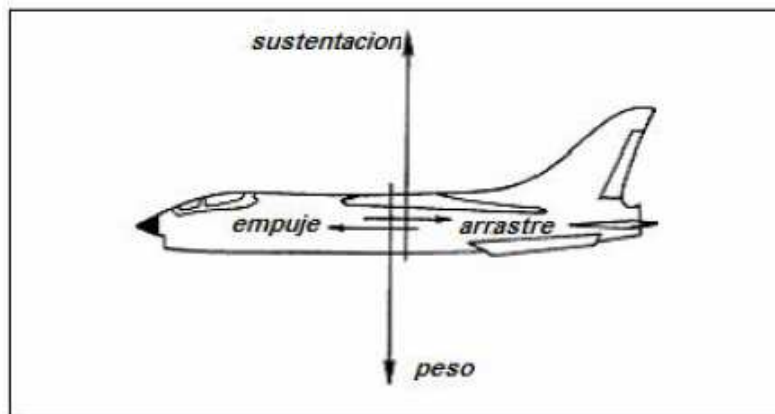
Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 17. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

²⁰ Ibíd., p. 16.

Conociendo lo anterior, es posible estudiar con mayor detención las fuerzas que se producen para dar lugar al movimiento del avión.

3.2.2. Fuerzas del vuelo. El vuelo normal de una aeronave involucra cuatro fuerzas que pueden ser medidas y comparadas (figura 30).

Figura 30. Fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo recto y nivelado.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 38. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación “Marco Fidel Suarez”. Facultad de ingeniería.

Estas cuatro fuerzas interactúan de diferentes formas para dar lugar a cada una de las situaciones más comunes de vuelo, como lo son el despegue, el aterrizaje, el ascenso, el descenso y el vuelo recto y nivelado. Estas fuerzas se describen a continuación.

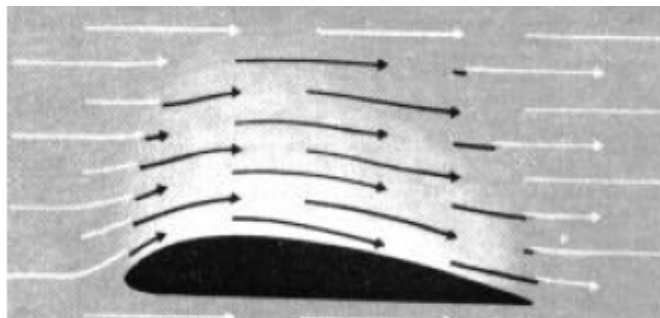
- **Sustentación:** Esta fuerza de origen aerodinámico es provocada principalmente por las alas de la aeronave, y permite que éste se eleve.
- **Arrastre:** Ésta fuerza, al igual que la de sustentación, tiene su origen en la aerodinámica de la aeronave, y se opone a su movimiento. Idealmente se espera que esta fuerza sea muy pequeña.
- **Empuje:** Es la fuerza que produce el motor de la aeronave para ser impulsada. Esta fuerza se opone al arrastre, y cuando ambas son iguales, la aeronave mantiene su rapidez.
- **Peso:** Esta fuerza es provocada por el campo gravitacional de la Tierra, y se mantiene relativamente constante en vuelos dentro de la atmósfera terrestre.

Además de las cuatro fuerzas básicas mencionadas anteriormente, existen 3 momentos (torques), que se producen por la acción de las fuerzas en torno a un punto. Estos momentos se generan en torno a los tres ejes de la aeronave y dan lugar a los tres tipos de giro que pueden ser producidos: cabeceo, balanceo y guiñada.

En el vuelo de una aeronave, la fuerza más importante es la sustentación, que permite que el avión se eleve venciendo la fuerza de gravedad.

La fuerza de sustentación se produce por las diferencias de presión que existen entre la parte superior e inferior del ala. Estas diferencias de presión, aplicadas sobre una superficie importante como la del ala generan la fuerza suficiente como para elevar una aeronave. Para producir tales diferencias de presión, según el principio de Bernoulli (cap. 3.3.2) es necesario que el flujo de aire en la parte superior del ala viaje más rápido que el flujo de su parte inferior. Con esto, la presión arriba disminuye con respecto a la de abajo, y la fuerza que se produce tiende a contrarrestar la acción de la gravedad (figura 31).

Figura 31. Flujo de aire alrededor de un perfil alar.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 19. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

Existen diferentes factores que influyen en la generación de la fuerza de sustentación.

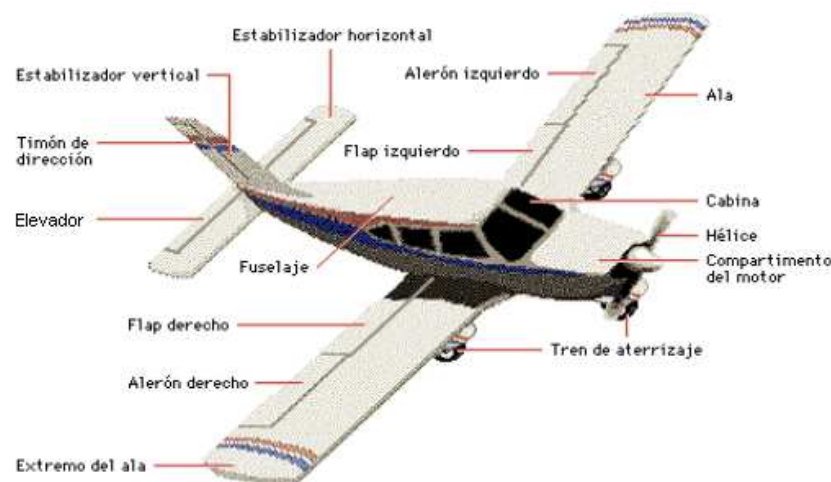
- En primer lugar, es muy importante la forma de la sección alar (perfil alar). Mientras más curvada sea el perfil alar en su parte superior, más diferencias de velocidad produce en los flujos de aire, y por lo tanto, mayor es la diferencia de presión.
- Un segundo factor importante en la sustentación es la rapidez de la aeronave (o del flujo de aire). Para una aeronave que se encuentra quieta, la diferencia de presión entre las caras superior e inferior del ala son cero; a medida

que la aeronave (o el flujo de aire) aumenta su rapidez, ésta aumenta vertiginosamente, produciendo mayor sustentación.

- Un tercer factor de gran importancia en la sustentación de una aeronave es el ángulo de ataque, que es el ángulo con el que el ala enfrenta al viento. Mientras mayor es este ángulo, mayor es la diferencia de velocidades del flujo de aire y mayor es la sustentación; sin embargo, esta situación tiene un límite práctico, ya que si se aumenta en forma excesiva el ángulo de ataque, se produce una pérdida de sustentación, situación que se denomina pérdida o stall. Finalmente, para una aeronave con alas de mayor superficie, la sustentación también es mayor²¹.

3.2.3. Aeronave.

Figura 32. Componentes de una aeronave en general.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 20. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

“Es difícil precisar cuántos tipos de aeronaves existen, ya que se pueden clasificar de acuerdo a diferentes criterios que constituyen sus características de estructura y comportamiento. Sin embargo, la gran mayoría de aeronaves poseen muchas partes en común, identificables por la función que realizan. Las partes más importantes de una aeronave se detallan en la figura 32”²².

²¹Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

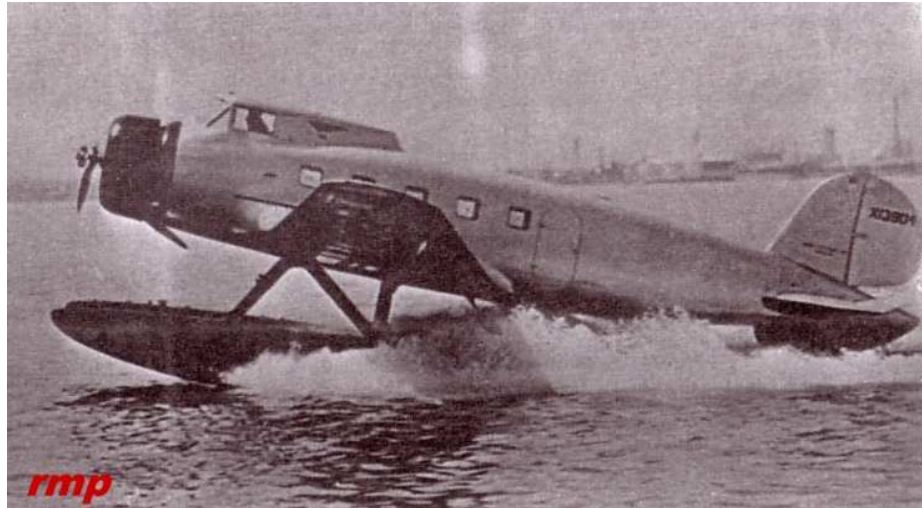
²² ABUSLEME, Op. cit., p. 22.

- **Alas:** Las alas de una aeronave son la principal fuente de su sustentación. En ella se localizan los alerones (superficies que controlan el balanceo) y en muchas aeronaves también se localizan los flaps (superficies hipersustentadoras). Muchas aeronaves tienen además los motores y/o el tren de aterrizaje montados en las alas.
- **Estabilizador Horizontal:** Es aquella parte que genera los momentos necesarios para que la aeronave vuele en forma estable, manteniendo una actitud constante. En el estabilizador horizontal se encuentran generalmente los elevadores o timones de profundidad, que son las superficies que controlan el cabeceo de la aeronave.
- **Estabilizador Vertical:** Es la superficie de la aeronave que tiende a mantener en cero el ángulo de derrape. En él se encuentra el timón de dirección. Normalmente, el estabilizador vertical y el horizontal se encuentran juntos en la cola de la aeronave, aunque también pueden ir separados.
- **Fuselaje:** Es aquella parte de la estructura de una aeronave sobre la cual se montan las alas y los estabilizadores, y muchas veces el tren de aterrizaje y el motor. En el fuselaje también se encuentra la cabina, lugar de los pilotos y de la tripulación.
- **Motor:** Es la pieza clave para generar el movimiento de la aeronave. El motor es el que genera la fuerza propulsora para darle rapidez a la aeronave, y así permitir que actúen las fuerzas aerodinámicas.
- **Tren de Aterrizaje:** Es aquella parte de la aeronave que hace contacto con el suelo en un aterrizaje normal. Está diseñado para soportar todo el peso de la aeronave y los golpes asociados a un aterrizaje, además de permitir su maniobrabilidad en tierra.

Las partes anteriormente mencionadas, son comunes en casi cualquier aeronave, pero pueden diferir mucho dependiendo de lo que sea requerido por cada aeronave en particular.

Existen aeronaves especializadas para funciones específicas, como por ejemplo, los hidroaviones (figura 33) que tienen flotadores para amarizar en lugar de ruedas para aterrizar, o los aviones de despegue y aterrizaje vertical (VTOL. Figura 34), con toberas que dirigen el flujo de aire para permitir un desplazamiento en cualquier dirección, incluso hacia atrás.

Figura 33. Hidroavión “Clark – SCADTA” de 1937.



Fuente: PLANO, Ricardo. Hidroavion Clark - SCADTA [en línea]. Bogota D.C: Aviacol, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://foros.aviacol.net/preguntas-y-respuestas-f17/hidroavion-clark-scadta-t556.html>

Figura 34. Aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).

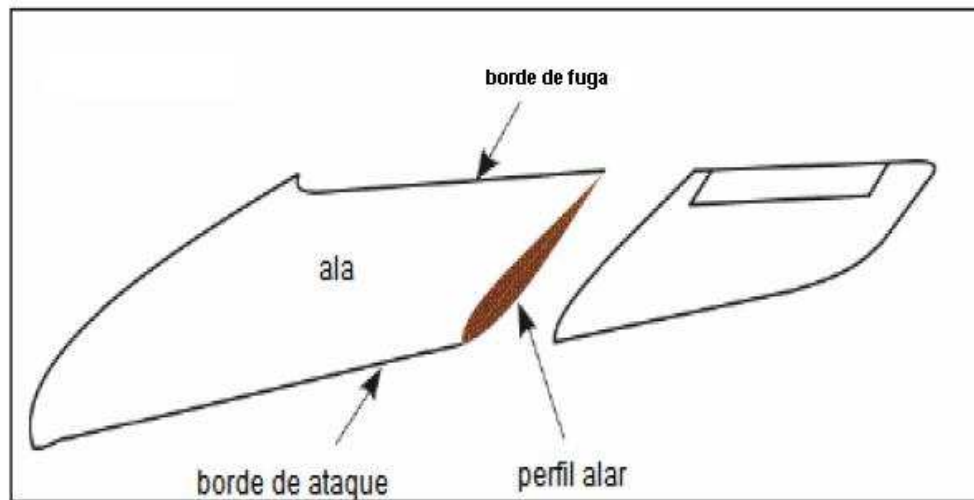


Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

3.2.4. Perfiles alares. Un perfil es diseñado para generar sustentación y un momento (torque). Se encuentra en los planos alares, en las palas de las hélices y en las superficies de cola de una aeronave.

Un perfil se puede apreciar al realizar un corte transversal a un plano alar (figura 35). Un plano alar está compuesto de varios perfiles los cuales pueden ser iguales o variar en su configuración.

Figura 35. Perfil alar.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 41. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación "Marco Fidel Suarez". Facultad de ingeniería.

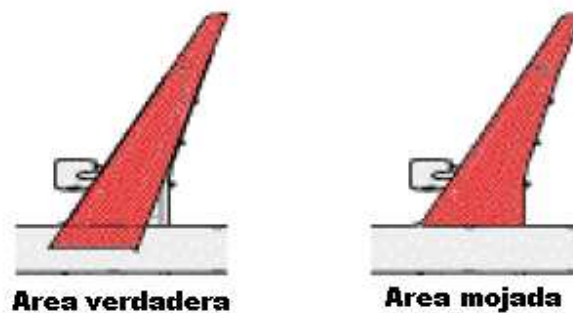
En un perfil alar, se deben tener en cuenta para un proceso de diseño, los siguientes conceptos:

- **Cuerda:** Es la máxima distancia en línea recta que une el borde de ataque del perfil aerodinámico con su borde de fuga.
- **Línea de curvatura media:** Se puede decir que es aquella colección de puntos que modelan la geometría curvada del perfil alar, imprimiendo en forma particular las características aerodinámicas de cada perfil aerodinámico. Esta se encuentra en una posición equidistante dentro del perfil entre su parte superior e inferior.
- **Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** Su magnitud y su ubicación respecto de la cuerda permiten esbozar el aspecto geométrico que exhibirá la línea de curvatura media. Dicho valor es conocido como la longitud máxima medida entre la cuerda y la línea de curvatura media, expresada en forma porcentual respecto de la cuerda.

- **Espesor del perfil:** Es la mayor distancia entre la parte superior e inferior de un perfil alar, se encuentra expresado en cantidades porcentuales respecto a su cuerda.

3.2.5. **Área mojada.** Es la superficie que está en contacto directo con el fluido dentro del cual se encuentra el cuerpo aerodinámico. Así, el área mojada es aquella superficie sobre la cual actúa la distribución de presión. Puede visualizarse como el área de las partes de la aeronave que quedarían mojadas si esta se sumergiera en agua.

Figura 36. Área mojada en una aeronave.

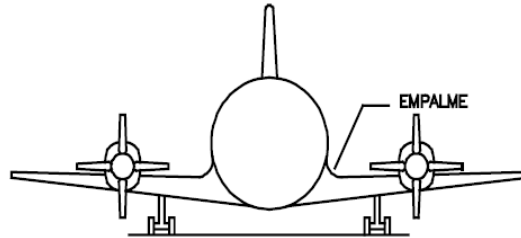


Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

3.2.6. **Alas.** Las alas son la parte más importante de una aeronave pues es en ellas donde se genera la mayor parte de la sustentación de una aeronave, está compuesta por varios perfiles alares y pueden ser clasificadas de acuerdo a varios criterios según su forma y posición dentro de la aeronave.

- **Alas según su posición:** las alas pueden llevar básicamente tres posiciones en el eje vertical del avión; en la parte inferior, central o superior del fuselaje.
 - **Aeronave de ala baja:** Son aeronaves que en general se caracterizan por ser relativamente inestables (el centro de gravedad está sobre el centro aerodinámico) y altamente maniobrables (figura 37).

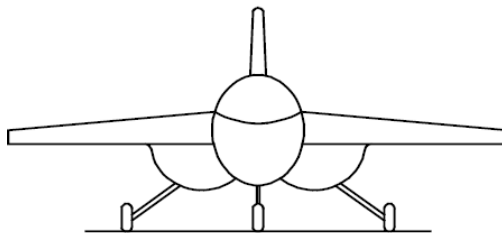
Figura 37. Aeronave de ala baja.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 52. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

- Aeronave de ala media: Es un diseño relativamente estable y maniobrable, que además se adapta muy bien al vuelo invertido. Es por esto que muchas aeronaves acrobáticas son de ala media (figura 38).

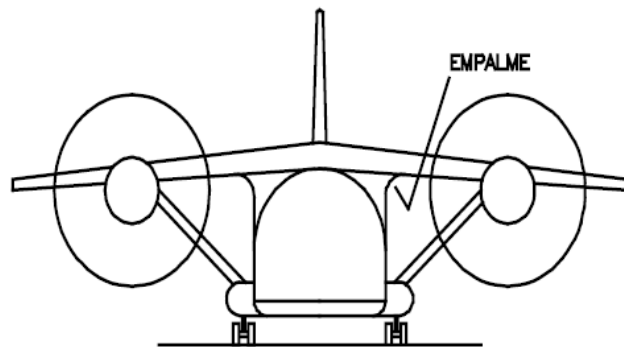
Figura 38. Aeronave de ala media.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 51. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

- Aeronave de ala alta: Son aquellas aeronaves que tienen las alas en la parte superior del fuselaje. Son muy estables, pero su maniobrabilidad es limitada (figura 39).

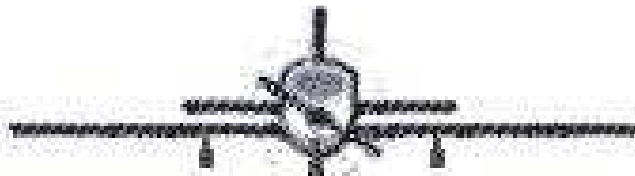
Figura 39. Aeronave de ala alta.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 50. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

- Alas según su ángulo: las alas de una aeronave pueden ser clasificadas de acuerdo con el ángulo que proyectan en una vista de frente así.
 - Ala plana: es aquella que no tiene ángulo, y se caracteriza por no presentar estabilidad natural frente a movimientos de balanceo.

Figura 40. Aeronave con ala plana.

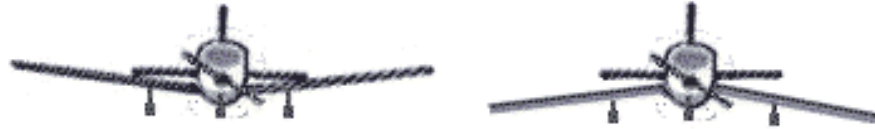


Fuente: MUÑOZ, M. A. Manual de vuelo [en línea]. Madrid: M Muñoz, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>

- Ala con diedro simple: Es aquella que presenta un ángulo justo sobre el fuselaje de la aeronave. Es muy estable, ya que tiende naturalmente a un ángulo de balanceo igual a cero. Esto se debe a que al inclinarse o balancearse, la parte del ala que queda más abajo es más horizontal, y por lo tanto su contribución a la sustentación es mayor. Por este motivo, tiende a subir un poco hasta nivelarse con la otra parte del ala, que ha descendido por falta de sustentación. “Este diseño, introducido por Cayley mucho antes de la aparición del primer avión, se ha mantenido como una constante en los aviones inherentemente estables”²³.

²³ Ibid., p. 25.

Figura 41. Aeronave con ala de diedro simple.



Fuente: MUÑOZ, M. A. Manual de vuelo [en línea]. Madrid: M Muñoz, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>

- Ala con diedro en los extremos: Es un tipo de ala plana que presenta diedro sólo en sus extremos, para contribuir con su estabilidad.

Figura 42. Aeronave con ala de diedro en los extremos.



Fuente: Arun, Steve. Hacer Avion, el entelado con oracover [en línea]. Madrid: RC La Bujía, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.rclabujia.com/category/aeromodelismo-tecnicas/page/4/>

- Ala con poli diedro: Tienen más de un ángulo en su forma frontal. Este tipo de ala es más usada en aviones de aeromodelismo que en aviones reales.

Figura 43. Aeronave con ala de poli diedro.

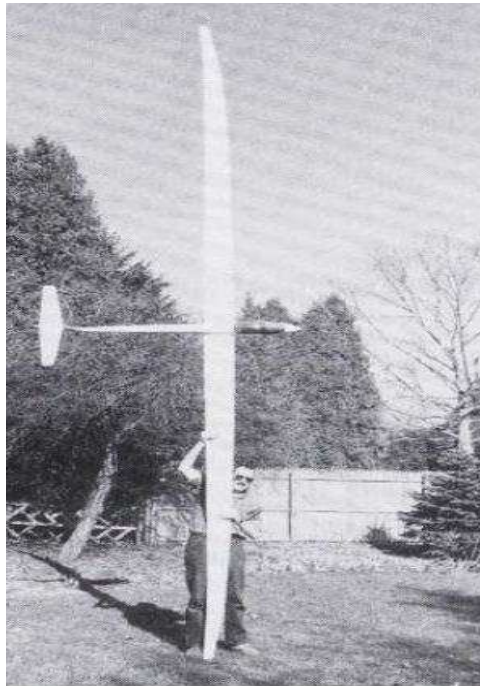


Fuente: Hangar 9 F4U Corsair .60 ARF [en línea]. Deland: Chief Aircraft, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.chiefaircraft.com/rcmsec/Models/PowerAirplanes/Hangar9/H9Corsair.html>

- Alas según su forma: La forma de las alas es un factor que influye en el alcance, rapidez máxima, capacidad de carga y maniobrabilidad de una aeronave. Las alas más comunes se pueden clasificar según su forma en:

- Ala de gran tamaño: Son alas largas y delgadas, estables y muy eficientes. No permiten gran maniobrabilidad, y se utilizan en planeadores principalmente.

Figura 44. Aeronave con ala de gran tamaño.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

- Ala pequeña: Es un tipo de ala robusta, para vuelo rápido y maniobrable.

Figura 45. Aeronave de ala pequeña.



Fuente: El X – 15 y los aviones hipersónicos [en línea]. Madrid: Historia de la aviación, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://www.aero.upm.es/es/alumnos/historia_aviacion/tema17.html

- Ala barrida: Este tipo de ala se utiliza en aviones rápidos, para oponer menor resistencia al viento y a las ondas de choque que se producen al acercarse a la barrera del sonido.

Figura 46. Aeronave de ala barrida.



Fuente: Los F – 16 Block 60 de los Emiratos Árabes Unidos [en línea]. Lima: Foro de defensa y actualidad militar del peru, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.defensa.pe/showthread.php?t=527>

- Ala delta: Es un tipo de ala que no lleva cola, aunque sí puede llevar estabilizador horizontal. Tiene forma triangular y permite un vuelo a altas velocidades, pero presenta poca sustentación en vuelo lento.

Figura 47. Aeronave de ala delta.



Fuente: NASA Images [en línea]. Langley: NASA, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://www.nasa.gov/centers/langley/images/content/70059main_2003-81-01.jpg

- Ala de ángulo variable: Es un tipo de ala que cambia su ángulo de barrido dependiendo de las necesidades. Por ejemplo, se asemeja a un ala recta para vuelo lento y con carga, y se barre hacia atrás para vuelo a altas velocidades. Presenta las ventajas de las alas rectas y las barridas.

Figura 48. Aeronave con ala de ángulo variable.



Fuente: F 14 TOMCAT [en línea]. Santiago de Chile: Foro Militar, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://foromilitar.own0.com/cazas-y-bombarderos-f32/f-14-tomcat-t20.htm>

- Ala elíptica: Es un tipo de ala, donde la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura es uniforme, por lo tanto presenta la máxima eficiencia, aeronaves de la segunda guerra mundial tenían este tipo de alas, pero el costo de fabricación era bastante grande, por lo que no se siguieron construyendo aeronaves con alas elípticas.

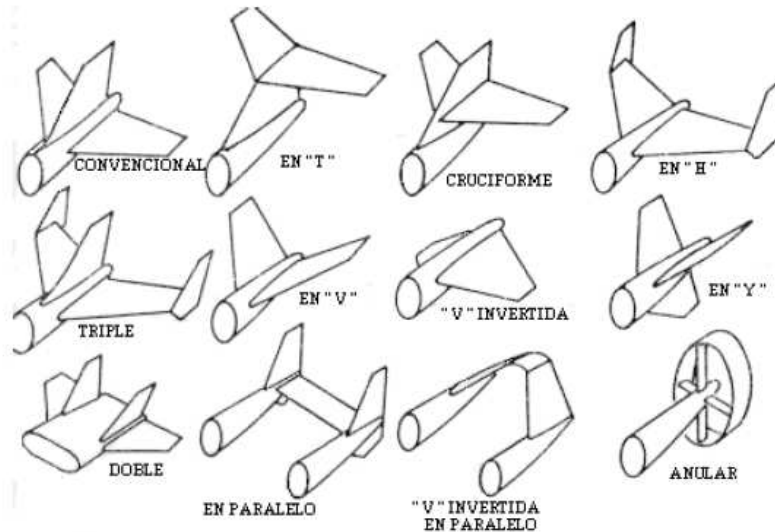
Figura 49. Aeronave de ala elíptica.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

3.2.7. Estabilizadores. Como su nombre lo indica, los estabilizadores (horizontal y vertical) permiten, mediante su actuación lograr estabilidad y control en una aeronave. El estabilizador vertical, mediante la acción del timón de cola, permite controlar la aeronave en torno al eje de rotación de guiñada (eje Z), mientras que el estabilizador horizontal, mediante la acción del elevador, permite controlar la aeronave en torno al eje de rotación de cabeceo (eje X). así pues, existe una clasificación para estos estabilizadores (figura 50).

Figura 50. Tipos de configuraciones para los estabilizadores horizontal y vertical.

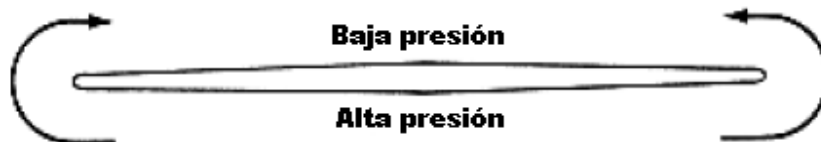


Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 68.

3.2.8. Extremos. Se refiere a la forma del extremo del ala, el cual tiene dos efectos sobre el desempeño aerodinámico de una aeronave.

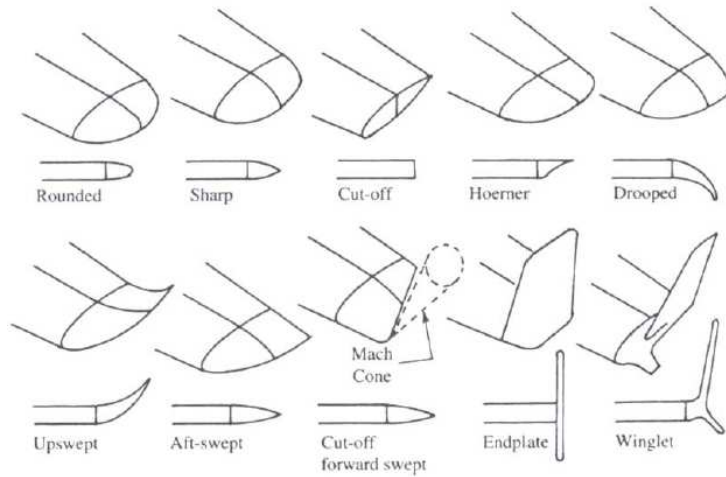
- Su forma afecta levemente el área mojada de la aeronave.
- Influencia de la forma sobre el espaciado lateral de los vórtices o remolinos en el extremo. Este es determinado principalmente por la facilidad con la cual el aire a alta presión de la parte inferior del ala puede escapar alrededor del extremo hasta la parte superior del ala (figura 51). Los diferentes tipos de extremos se observan en la figura 52 y los efectos de colocar extremos en las alas pueden apreciarse en la figura 53.

Figura 51. Flujo de aire en un ala.



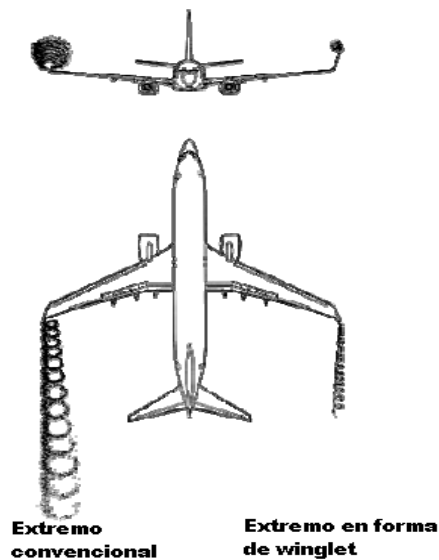
Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Figura 52. Tipos de extremos.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

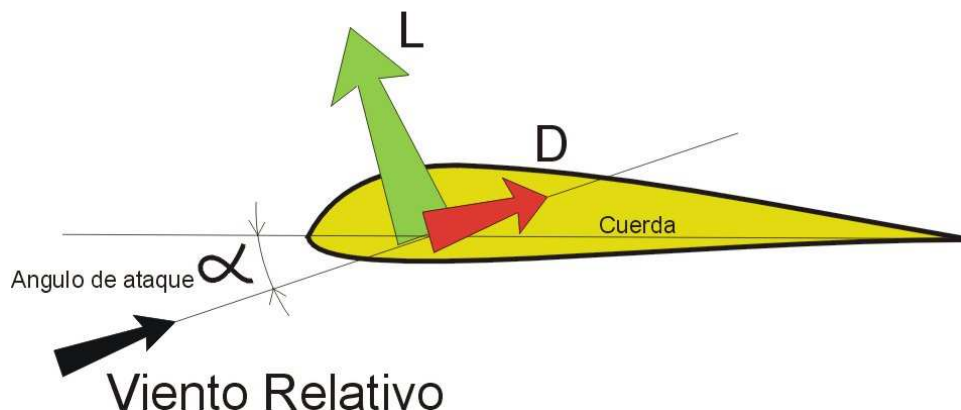
Figura 53. Efectos de la colocación de extremos en un ala.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

3.2.9. Angulo de ataque. Es el ángulo definido entre la cuerda media del plano alar y el viento relativo. Las variaciones de este ángulo (en cierto margen), contribuyen con el incremento o decremento de la fuerza de sustentación.

Figura 54. Angulo de ataque.



Fuente: RIVEROS, Sebastián. ¿Por qué vuela una vela/Kite? [En línea]. Viedma: Kitebuggy Patagonia, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.kitebuggy.com.ar/aerodin.htm>

3.2.10. Sistema de propulsión. Hace referencia básicamente al motor o fuente de energía que es capaz de generar el empuje suficiente para mover una aeronave.

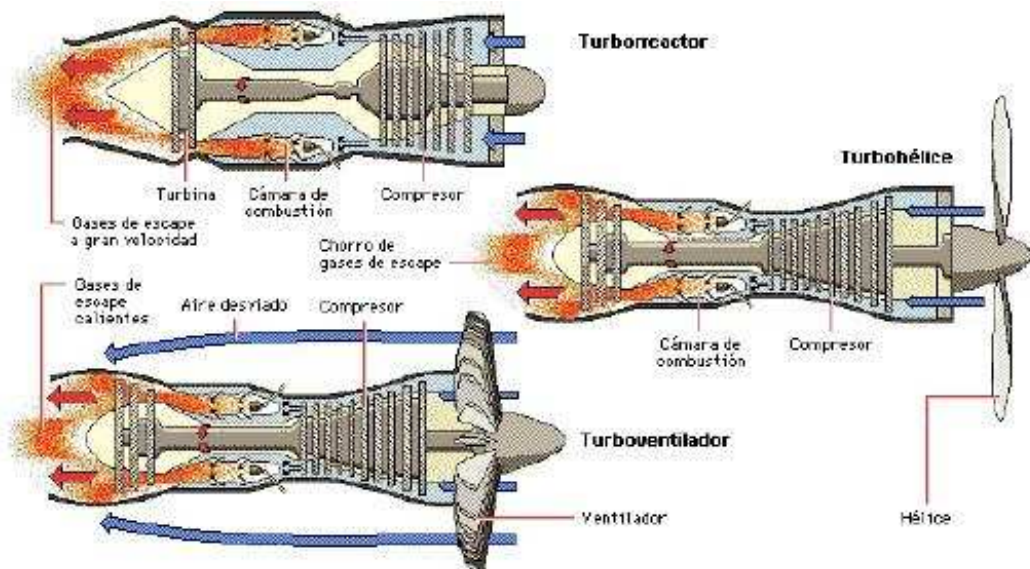
“El vuelo práctico de los aviones sólo fue posible una vez que existió la fuente de energía capaz de impulsarlos. Desde entonces, se han creado muchos tipos de motores, cada vez más potentes, pequeños y confiables, y que se utilizan según la aplicación requerida. Los más utilizados son los siguientes”²⁴.

- Motor de pistón de rapidez variable: Este tipo de motores hace girar una hélice de aspas fijas que impulsa al avión. Para aumentar la potencia, se debe aumentar la rapidez de giro. Este motor entrega una fuerza decreciente en función de la rapidez del avión, y su máxima velocidad angular puede quedar técnicamente limitada para evitar el rompimiento de la hélice.
- Motor de pistón de rapidez constante: Este motor, similar al anterior, opera a la rapidez en que es capaz de entregar mayor potencia. Para cambiar la fuerza del motor, se gira el ángulo de ataque de las aspas de la hélice, con lo que se consigue una eficiencia mayor que con la hélice de aspas fijas.

²⁴ Ibíd., p. 27.

- **Motor a reacción:** Nacieron como consecuencia de la imposibilidad de aumentar la rapidez de las aspas de las hélices. A principios de los '30 se comenzó a trabajar en este tipo de motores, cuyo principio de funcionamiento es básicamente el siguiente: un compresor comprime el aire que entra al motor y lo lleva a la cámara de combustión, donde entra además un flujo constante de combustible que se enciende. La presión aumenta rápidamente y hace que los gases salgan expelidos por detrás, lo cual impulsa al avión. La misma energía que mueve al avión se aprovecha para comprimir el aire en la entrada del motor (figura 55). Este tipo de motores presenta la ventaja de generar una fuerza constante, independiente de la rapidez del avión.

Figura 55. Esquema general de algunos motores a reacción.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 11. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

- **Cohete:** Este tipo de motores opera mediante la expansión repentina de los gases al quemar una mezcla de combustible y comburente. No necesitan del aire de la atmósfera para operar, y entregan fuerzas extraordinarias; sin embargo, su gran consumo sólo los hace utilizables en vuelos cortos, como los misiles, o en un medio donde no hay aire, como en los vuelos espaciales.

3.2.11. **Hélice.** Es un dispositivo de dos o más palas que transforma la velocidad rotacional del eje de un motor en fuerza de empuje con el propósito de

impulsar un vehículo a través de un fluido y está instalada usualmente en el eje de potencia del motor.

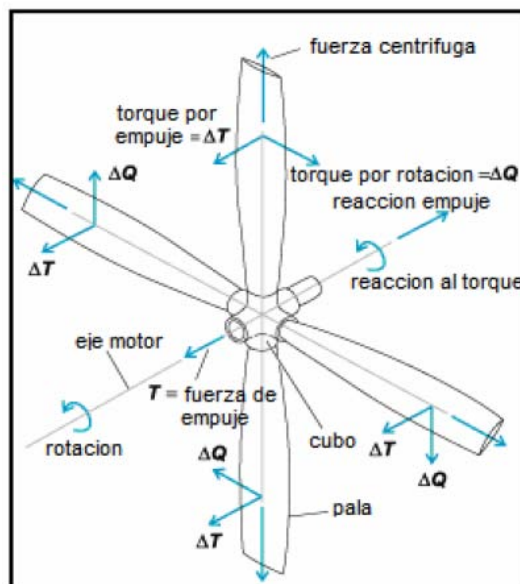
Para una aeronave, debido a que el fluido en el cual opera es el aire, la hélice se caracteriza por tener un diámetro mayor y una velocidad de rotación alta, en comparación a la de una hélice para botes.

“Normalmente una hélice puede tener dos, tres o cuatro palas; para altas velocidades o aeronaves con gran potencia, se requieren seis o más palas”²⁵.

Una pala atraviesa el aire en una trayectoria helicoidal la cual es resultado de la velocidad de avance de la aeronave y la rotacional de la hélice.

“La pala de una hélice deber ser diseñada para soportar fuerzas centrífugas muy altas, debido a la velocidad de rotación de la misma, además de la fuerza resultante de la sustentación y el arrastre generado por el perfil de la misma y algunas cargas debidas a la vibración del dispositivo y a flujos inesperados de aire que pueden actuar sobre ésta”²⁶.

Figura 56. Fuerzas que actúan sobre una hélice.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 44. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación “Marco Fidel Suarez”. Facultad de ingeniería.

²⁵ MORAN, ORDUZ, ORDUZ, Op. cit., p. 43.

²⁶ Ibíd., p. 43.

Hay cuatro familias comunes de hélices:

- Paso fijo.
- Paso ajustable en tierra.
- Paso variable en vuelo.
- De velocidad constante.

Existen dos características importantes para la diferenciación de una hélice, una de ellas es el diámetro, que es inherente a la potencia y velocidad entregada por el motor, y la otra es el paso, que finalmente es el que define el tipo de hélice.

El paso se refiere al ángulo formado por la pala de la hélice, respecto al plano de giro de la misma. Es la distancia que una hélice avanzará a través del aire por cada giro que de. Así pues existe una clasificación de hélices de acuerdo al paso, como se describió anteriormente.

- Hélice de paso fijo: En este caso la hélice tiene un paso fijo. El rendimiento de la aeronave es determinado en el momento en que se instala la hélice y va a ser restringido por las limitaciones de la misma. Las casas fabricantes ofrecen al mercado hélices para ascenso y otras para vuelo crucero.
- Hélice de paso ajustable en tierra: Muchas hélices de este tipo son fabricadas e instaladas en aeronaves ultralivianas y experimentales. Tienen la particularidad de poder modificar su paso antes de realizar el vuelo, teniendo en cuenta los requerimientos de la aeronave, siendo esta una forma de probar varios ángulos de paso y establecer el de mejor desempeño para el vuelo.
- Hélice de paso variable en vuelo: Con este tipo de hélice se tienen varias opciones para el aprovechamiento de la potencia disponible del motor. El paso debe ser controlado en vuelo para proveer un mejor desempeño en cada fase del mismo. Para el despegue, la hélice debe tener un paso fino para revolucionar el motor antes de incrementar el paso de manera gradual y así llegar a la velocidad de crucero donde se permite un flujo mayor de aire a través de la hélice, mayor velocidad y comodidad para el motor, debido a que puede ir a revoluciones relativamente bajas. Algunas de las ventajas de utilizar este tipo de hélice son:
 - Incrementa el rendimiento en ascenso. El paso fino permite al motor alcanzar la máxima velocidad y máxima potencia a baja velocidad. Es vital para el despegue y ascenso.

- Incrementa la eficiencia y el rango. El paso alto permite mantener la velocidad deseada de la aeronave con poca aceleración y baja velocidad de rotación manteniendo la eficiencia.
- Una mayor máxima velocidad. El paso alto hace que el motor no se sobre revolucione mientras que la hélice absorbe una máxima potencia generando una mayor velocidad para la aeronave.
- Descenso empinado y corto tramo de aterrizaje. Con paso bajo y poco acelerador, una hélice de giro suave puede añadir arrastre a la aeronave, lo cual se utiliza para disminuir la distancia de aterrizaje.

3.2.12. Tren de aterrizaje. El tren de aterrizaje es el subconjunto estructural de una aeronave que soporta su peso cuando este está en contacto con la pista. Puede ser fijo o retráctil.

“El tren retráctil cuenta con servomecanismos que pueden retraer y recoger el tren una vez efectuado el despegue y alojar todo el conjunto de compartimientos preparados en el interior de la estructura de la aeronave, con lo que se evita la generación de arrastre aerodinámico del mismo.”²⁷.

El tren de aterrizaje fijo se emplea cuando la velocidad prevista de la aeronave no es muy alta, es una solución económica y de fácil mantenimiento, usualmente este tipo de tren es utilizado en aeronaves de entrenamiento.

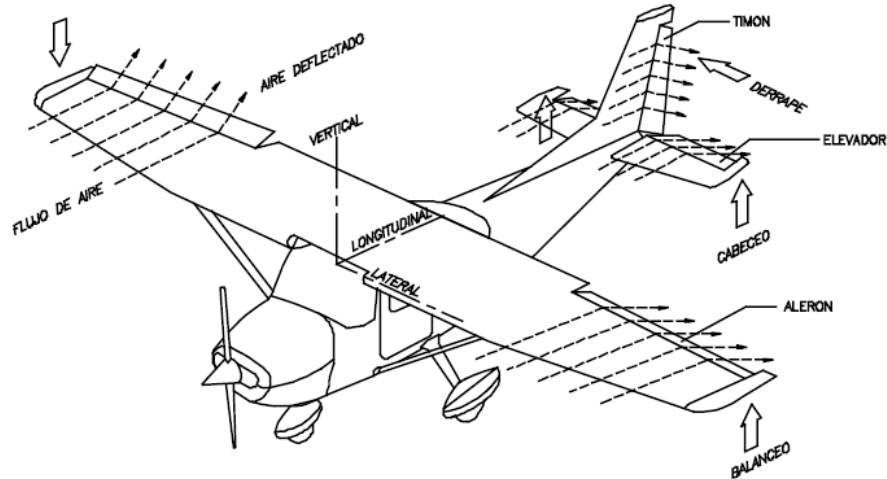
3.2.13. Superficies de control. Las superficies de control de una aeronave son aquellas superficies móviles, que al exponerse al flujo de aire, proporcionan la creación de fuerzas que sirven para controlar la aeronave en torno a sus 3 ejes de rotación. Las superficies de control más comunes a la mayoría de aeronaves son:

- Alerones: Son superficies móviles colocadas en el borde de salida del ala que se deflecan en forma diferencial, es decir, en direcciones opuestas, haciendo que una parte del ala suba y la otra baje. Este efecto produce un desplazamiento angular con respecto al eje longitudinal del avión (balanceo).
- Elevador: Son superficies móviles que se articulan al estabilizador horizontal. Este se defleca en una sola dirección, produciendo un desplazamiento angular con respecto al eje lateral de la aeronave.

²⁷ SARACINO, José. FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 65. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

- Timón de cola: Es una superficie móvil que se articula al estabilizador vertical. Al deflectarse produce un desplazamiento angular respecto al eje transversal de la aeronave.

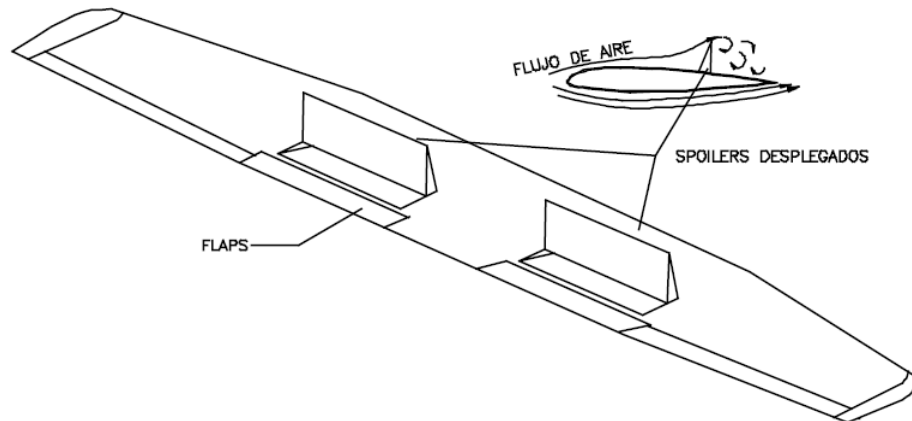
Figura 57. Superficies de control y desplazamientos en una aeronave.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 66. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

- Spoilers: son placas localizadas en la parte superior del ala, típicamente atrás del punto de máximo espesor. Los spoilers son deflektados hacia arriba dentro del flujo de aire, con lo que se reduce la sustentación del ala durante el aterrizaje. Desplegando el spoiler sobre una sola parte del ala produce un gran momento de balanceo que contribuye al producto por los alerones (figura 58).
- Flaps: Son superficies móviles que se instalan en el borde de fuga del ala. Estas superficies están articuladas o pivotadas en el ala y se emplean para aumentar la sustentación cuando la velocidad de la aeronave es pequeña como en las fases de despegue y aterrizaje (figura 58).

Figura 58. Spoilers y flaps.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 67. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

3.3. AERODINAMICA

Es la rama de la mecánica de los fluidos que estudia las leyes que regulan los movimientos de los gases, especialmente del aire y las fuerzas o reacciones que se desarrollan entre la atmósfera y los cuerpos que se hallan en su interior cuando existe un movimiento relativo entre dichos cuerpos y el gas.

3.3.1. Fluido. Desde el punto de vista de la mecánica de medio continuo la materia se encuentra en dos estados: sólido o fluido. La distinción entre estos se encuentra en la forma como responde a la aplicación de un esfuerzo tangencial o cortante. Un sólido resiste un esfuerzo cortante mediante una deformación, un fluido no puede hacerlo. Un fluido es una sustancia que se deforma continuamente bajo la acción de fuerzas cortantes²⁸.

- Propiedades de los fluidos:
 - Temperatura. Las moléculas de los gases se encuentran continuamente en movimiento, el cual se caracteriza por la amplitud, que es la distancia libre recorrida por una molécula antes de chocar con otra o con las paredes del recipiente que lo contiene. A causa de este movimiento, las moléculas tienen una energía cinética cuya manifestación es la temperatura²⁹.

²⁸ Ibid., p. 69.

²⁹ Ibid., p. 70.

- Presión. A causa del movimiento aleatorio debido a su energía interna, las moléculas individuales chocarán contra la superficie que contenga al fluido. Estas colisiones ocurren aunque la superficie esté en reposo relativo con respecto al fluido. Conforme a la segunda ley de Newton, se ejerce una fuerza sobre la superficie igual a la variación del momento de las moléculas que rebotan. La presión es la magnitud de esta fuerza por unidad de área de superficie.
- Densidad. La densidad de un fluido en un punto en el espacio es la masa de fluido contenida en un incremento de volumen alrededor del punto. El incremento de volumen debe ser grande comparado con las dimensiones moleculares, pero muy pequeño con respecto a las dimensiones del medio cuyo campo de flujo se analiza. Así, la densidad se define como:

$$\rho = \lim_{\delta V \rightarrow 0} \frac{\delta(masa)}{\delta(volumen)} \quad \text{EC. 1}$$

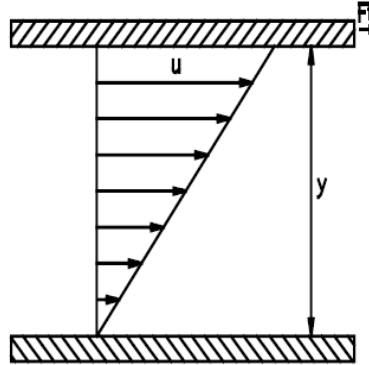
- Peso específico. Es el peso por unidad de volumen de un fluido. El peso específico relativo de un cuerpo es la relación existente entre el peso de un volumen de dicho cuerpo y el de un volumen igual de otro que se toma como tipo de comparación. El peso específico será pues, igual al producto de la densidad por la aceleración de la gravedad. Se llama volumen específico al volumen que ocupa la unidad de peso, siendo por lo tanto, el valor inverso del peso específico³⁰.
- Viscosidad. Es la resistencia que presentan los fluidos en movimiento a que unas capas de los mismos se deslicen sobre otras, cuando llevan velocidades diferentes. La ley que rige el fenómeno de la viscosidad fue dada por Newton, y según dicha ley, la fuerza tangencial por unidad de área de la capa (esfuerzo cortante), es proporcional al gradiente de la velocidad y de dirección opuesta al movimiento relativo (figura 59).

La constante de proporcionalidad es el coeficiente de viscosidad o simplemente la viscosidad del fluido, la cual se designa por el símbolo μ . Por lo tanto el esfuerzo cortante está definido como:

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad \text{EC. 2}$$

³⁰ Ibíd., p. 71.

Figura 59. Viscosidad de un fluido.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali, 2004. p. 72. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

Un parámetro que aparece con bastante frecuencia en muchas de las ecuaciones de la mecánica de fluidos es la viscosidad cinemática la cual está definida por:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad \text{EC. 3}$$

“Como las fuerzas de la viscosidad son proporcionales a μ y ρ y las fuerzas de inercia son proporcionales a ρ , el coeficiente de viscosidad cinemática mide, en cierta forma, la importancia relativa de las fuerzas viscosas y de inercia”³¹.

3.3.2. Fuerzas aerodinámicas. “Son producidas por el flujo de aire alrededor de un cuerpo. Según la ecuación de Bernoulli, en un fluido ideal en régimen permanente, a lo largo de una línea de corriente, se tiene que”³²:

$$\frac{P}{\rho} + g \cdot z + \frac{V^2}{2} = cte \quad \text{EC. 4}$$

Donde P es la presión, ρ es la densidad del fluido, g es la aceleración de gravedad, z es la altura y V es la rapidez con la que se mueve el fluido. Si bien esta ecuación supone además fluido incompresible, en nuestro caso también es válida si la aeronave se mueve en un pequeño rango de altitud. Suponiendo esta última constante, se puede eliminar un término de la ecuación y obtener:

³¹ Ibíd., p. 73.

³² ABUSLEME, Op. cit., p. 38.

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = cte \quad \text{EC. 5}$$

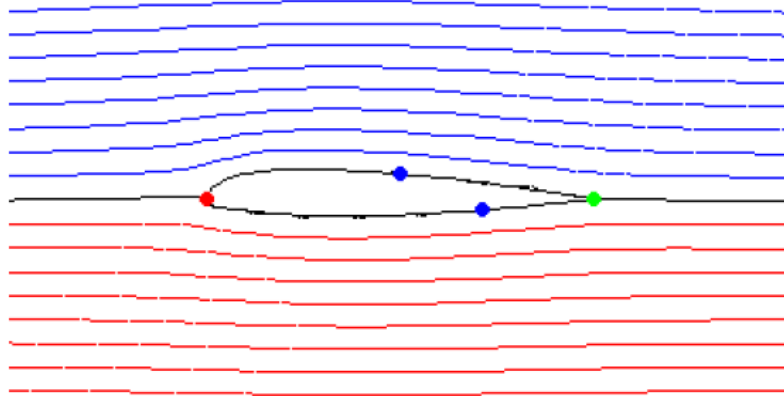
Si se aplica esta ecuación al flujo de aire que pasa por sobre y por debajo del perfil del ala, y sabiendo que la superficie superior es mayor que la superficie inferior, y por lo tanto, la rapidez con la que circula el aire por sobre el ala es mayor que la del aire que pasa por debajo de ésta, se obtiene que la presión bajo el ala es mayor que la presión sobre ésta (figura 60).

La diferencia de presiones se puede calcular como:

$$\Delta P = P_1 - P_2 = \frac{\rho \cdot (V_2^2 - V_1^2)}{2} = k \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad \text{EC. 6}$$

Donde V es la rapidez de la aeronave y k es una constante que depende de la forma del perfil de ala; P_1 y V_1 están referidas a la parte inferior del ala, y P_2 y V_2 , a su parte superior. Si esta ecuación se multiplica por la superficie del ala S , se obtiene la fuerza de sustentación que en ella se produce:

Figura 60. Flujo de aire alrededor del ala.



Fuente: ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. p 40. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

$$F = k \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \quad \text{EC. 7}$$

En el análisis de fuerzas y momentos aerodinámicos, se consideran generalmente parámetros adimensionales llamados coeficientes de fuerzas y

de momentos (C_F y C_M en general, donde el subíndice F puede ser L para *lift* (sustentación) o D para *drag* (arrastre), que dependen del ángulo de ataque, número de *Mach*, número de *Reynolds* y otros factores. Para cada perfil de ala estos coeficientes están tabulados para diferentes condiciones de operación, y permiten calcular las fuerzas y momentos que en cada caso se generan considerando los parámetros y variables dimensionales involucradas (superficie alar, rapidez del avión, densidad del aire, brazo del momento). Esto significa que los coeficientes adimensionales pueden ser utilizados para perfiles de ala de diferentes tamaños, y el valor de las fuerzas en cada caso dependerá de la magnitud de los parámetros dimensionales³³.

De este modo se obtiene que las fuerzas aerodinámicas se modelen según la siguiente ecuación:

$$F = C_F \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = C_F \cdot q \cdot S \quad \text{EC. 8}$$

Donde q es la presión dinámica a la que se somete la superficie. De igual modo, los momentos aerodinámicos se modelan según la siguiente ecuación:

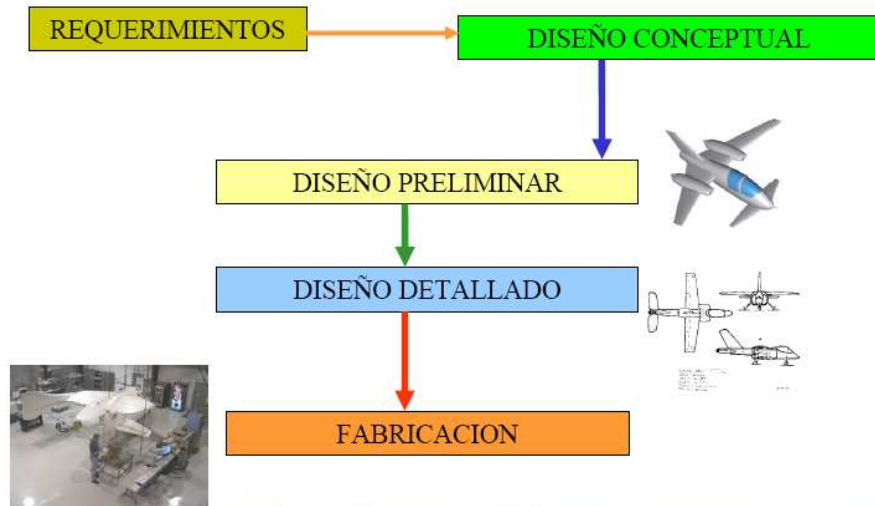
$$M = C_M \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot x = C_M \cdot q \cdot S \cdot x \quad \text{EC. 9}$$

Donde x es la distancia entre el punto en el que se calcula el momento y el centro aerodinámico ($c/4$), lugar donde actúan la suma de las fuerzas aerodinámicas.

³³ Ibíd., p. 40.

4. PROCESO DE DISEÑO

Figura 61. Proceso de diseño de una aeronave UAV.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Como se explico en el capitulo anterior, el proceso de diseño aeronáutico es un proceso de diseño concurrente, donde las actividades para el desarrollo de una nueva aeronave son realizadas de manera concurrente o paralela y cada fase del diseño enmarca una metodología de retroalimentación de ideas o conceptos, así pues, se muestra a detalle cada una de las partes que componen este proceso de diseño.

4.1. REQUERIMIENTOS

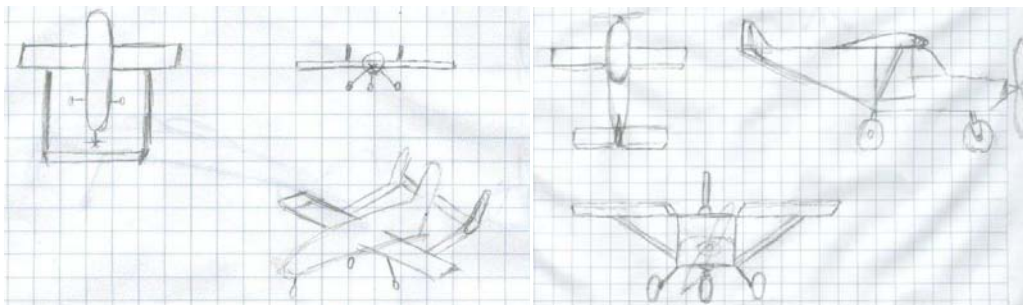
Los requerimientos del sistema UAV son todos aquellos parámetros para los cuales se requiere la aeronave. Si bien el proceso de obtención de requerimientos para la nueva aeronave, exige un estudio practico de mercado, con análisis del cliente y estudios de viabilidad, para este caso, debido al carácter investigativo del proyecto, se decide tomar los requerimientos tomando como base el desarrollo de aeronaves para entrenamiento de nuevos pilotos, así pues, en este caso, estos parámetros son los siguientes:

- Aeronave para entrenamiento.
- Característica de Vuelo Estable y controlable.
- Endurance de 10 minutos
- Velocidad máxima de $30 \frac{m}{s}$
- Distancia de despegue y aterrizaje $< 30m$
- Propulsión a pistón.
- Sistema de propulsión motor 6.5 cc. – 8.2 cc.

A partir de estos requerimientos, se pasa a la parte de diseño conceptual, donde son realizados los primeros bosquejos de la aeronave.

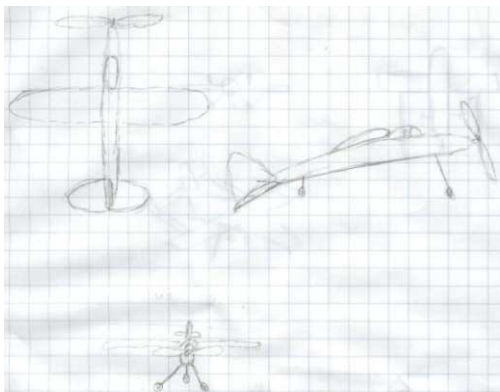
4.2. DISEÑO CONCEPTUAL

Figura 62. Propuestas de diseño.



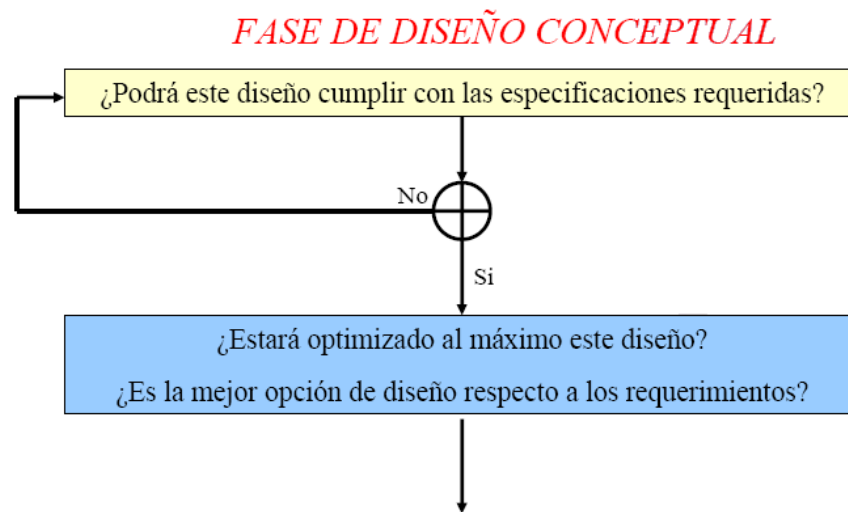
A

B



C

Figura 63. Proceso de evaluación del diseño conceptual.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Siguiendo el proceso de evaluación del diseño conceptual, se tiene que, al pensar en los requerimientos de la aeronave, si esta es para entrenamiento, supone necesitar una alta estabilidad del mismo en vuelo, la posición del ala con respecto al fuselaje que entrega mayor estabilidad, es un ala alta. En este caso los tres bosquejos mostraron esa coincidencia. Existen elementos que hacen que la aeronave logre mayor sustentación, como es colocar el ala en una posición de ángulo diedro, pero al colocar este ángulo diedro, generaría lo que se conoce en aeronáutica como Dutch Roll o baile del holandés (situación de oscilación de la aeronave en su eje longitudinal). En los diseños no se observa dicho diedro, por lo tanto se asume no colocar diedro al ala. Otro aspecto importante a considerar es si es necesario el uso de un plano canard en la aeronave; dicho plano no se ve representado en las propuestas de diseño, pues es común su utilización para aumentar la sustentación en una aeronave, disminuyendo proporcionalmente su estabilidad, por esta razón se considera el no uso de este plano en las propuestas de diseño. Para efectos de aerodinámica, la opción más eficiente es la tipo A, pues esta presenta un fuselaje más pequeño con respecto a los otros dos bosquejos, además la configuración del motor es tipo pusher (impulsor), con esto se logra que los estabilizadores de cola reciban aire limpio directo del motor, aunque el diseño tipo A, presenta una desventaja en cuanto a la estabilidad del sistema, pues el mayor peso estaría soportado en la parte de atrás, lo que supondría una compensación de pesos en la parte delantera con peso muerto, o ampliación del fuselaje. Si se realiza un análisis de construcción la opción más factible sería la tipo B, pues es más común en el mercado encontrar aeronaves de este tipo, y su construcción no es compleja. El motor en la parte delantera permite

realizar una compensación de pesos con respecto al peso de la cola. La opción tipo C. presenta una ventaja mayor a las otras y es que las alas son en forma elíptica, lo que aerodinámicamente sería la mejor opción pues la eficiencia de estas es prácticamente perfecta, pero su construcción es extremadamente compleja, lo que es un factor determinante para descartarla como primera opción.

Tabla 1. Comparación de ventajas entre las propuestas de diseño.

| Opciones | Estabilidad | Aerodinámica | Construcción | Peso |
|----------|-------------|--------------|--------------|-------|
| A | XXXXX | XXXXX | | |
| B | XXXXX | | XXXXX | XXXXX |
| C | XXXXX | XXXXX | | |

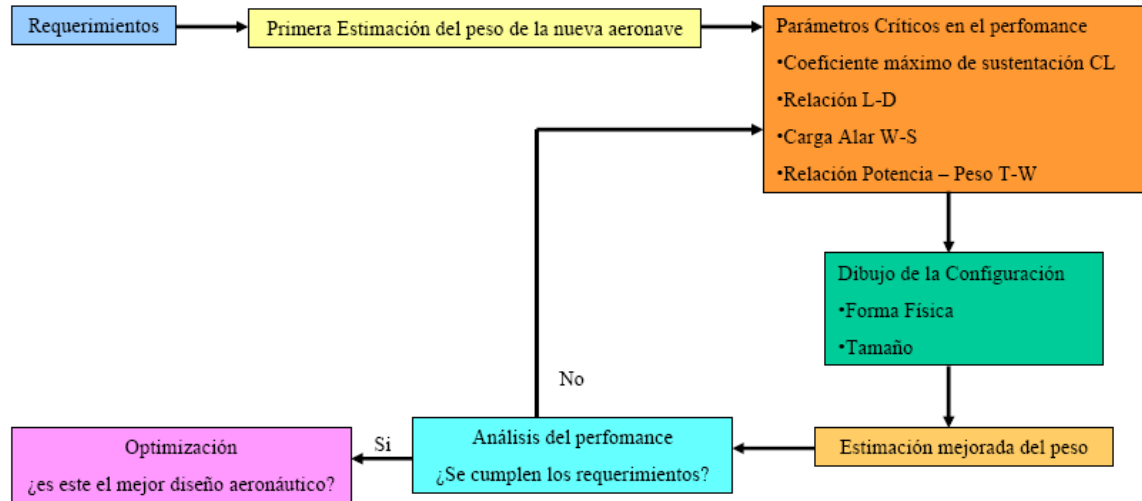
Así pues, después de un proceso de selección, la opción de diseño para trabajar será la opción tipo B, por las ventajas comparativas descritas anteriormente.

4.3. DISEÑO PRELIMINAR

En esta fase del diseño, se determinara la configuración completa de la aeronave, para al final presentar el diseño en planos de dibujo.

Una vez determinado el modelo de aeronave a seguir en el proceso de diseño, se procede con el análisis

Figura 64. Fase de diseño conceptual – preliminar.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

4.3.1. Estimación inicial de pesos de la aeronave. Para la estimación inicial del peso de la aeronave, se tiene que:

$$W_0 = W_{Crew} + W_{Payload} + W_{Fuel} + W_{Empty} \quad \text{EC. 10}$$

W_{Crew} : Peso total de la tripulación de la aeronave, necesaria para operarlo

$W_{Payload}$: Peso que se intenta transportar en la aeronave (Pasajeros, equipos, carga, etc)

W_{Fuel} : Peso de combustible en los tanques. Valor variable durante el vuelo.

W_{Empty} : Peso de la aeronave en vacío (Estructura, motor, electrónica, tren de aterrizaje, etc)

En una aeronave son conocidos los valores de W_{Crew} y $W_{Payload}$ pues estos son establecidos desde los requerimientos, por lo tanto los valores a estimar son W_{Fuel} y W_{Empty} .

Como primera medida la aeronave no tendrá tripulación a bordo, por lo tanto $W_{Crew} = 0$. Para determinar los valores de pesos a estimar, es posible realizar este

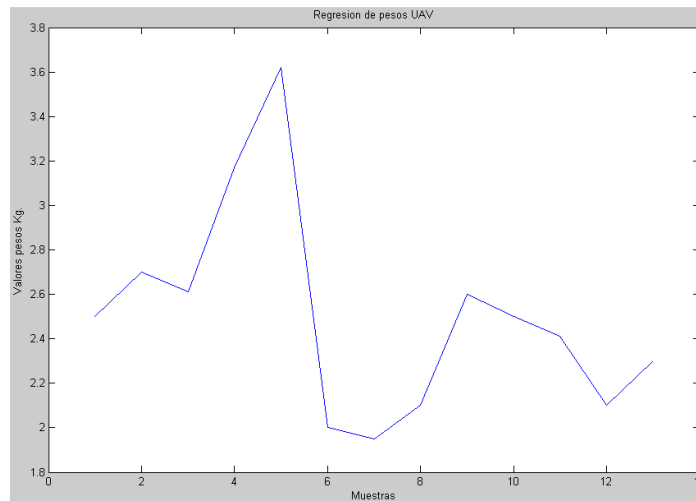
proceso mediante métodos estadísticos ofrecidos por³⁴. Sin embargo estas estimaciones son regresiones realizadas a diferentes aeronaves tripuladas, por lo tanto no es posible utilizarlas para este caso, sin embargo, es posible realizar una regresión de diferentes aeronaves con características similares en el mercado, así pues, tomando una cierta cantidad de aeromodelos comerciales, es posible determinar el primer parámetro de peso estimado (W_{Empty}).

Tabla 2. Especificación de pesos para aeronaves comerciales.

| Modelo | Peso (<i>kg</i>) | Fuente |
|-------------------|--------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Kaos 40 | 2.5 – 2.7 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXZT80&P=ML |
| Trainer 40 | 2.61 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCXF4**&P=ML |
| Hobbistar 60 | 3.17 – 3.62 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCSY9&P=ML |
| Eagle 50 | 2.0 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXDJE4&P=ML |
| Magister 30 | 1.96 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGZV3&P=7 |
| Lanier Stinger 40 | 2.1 – 2.6 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXSVE5&P=7 |
| Sig Kadet | 2.5 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFF91&P=7 |
| Megatech Nitro | 2.41 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXEZF9&P=7 |
| Sig Four Staw 40 | 2.1 – 2.3 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFKB0&P=ML |

³⁴ RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 12 – 14.

Figura 65. Representación de pesos de aeronaves comerciales.

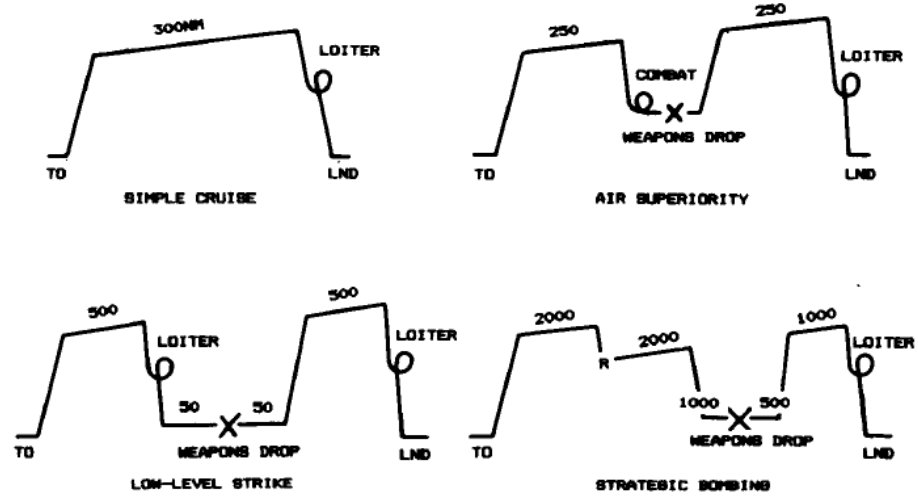


Al realizar la regresión determinando la media obtenemos un valor aproximado de $W_{Empty} = 2.5046$ Kg. El cual será la primera estimación de peso de la aeronave con la que seguirá el proceso de diseño.

4.3.2. Perfil de misión de la aeronave. El peso debido al combustible es un parámetro variable durante el vuelo, pues el motor va consumiendo poco a poco dicha sustancia, por tal motivo, el peso debido al consumo de combustible estará determinado por el perfil de misión que tenga la aeronave. Según el tipo de misión para el cual se desarrolle la aeronave, se estipularán los siguientes parámetros para dar cumplimiento a los requerimientos que se exigen para ser cumplidas por el diseño.

Existen diferentes perfiles de misión, varían de acuerdo a la labor que realiza cada aeronave, desde un perfil de un simple reconocimiento, hasta un perfil estratégico de guerra (figura 66).

Figura 66. Tipos de perfil de misión de una aeronave.

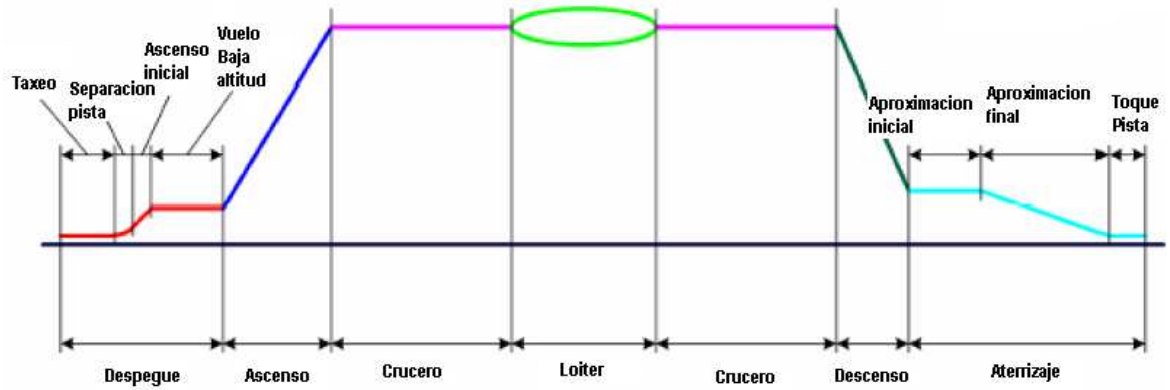


Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 15.

Para este caso, debido a los requerimientos de la aeronave, la secuencia de las fases del perfil de misión será:

- Encendido del motor
- Taxeo
- Despegue
- Ascenso
- Vuelo crucero
- Loiter
- Descenso
- Aterrizaje, taxeo y apagado del motor

Figura 67. Perfil de misión de la aeronave.

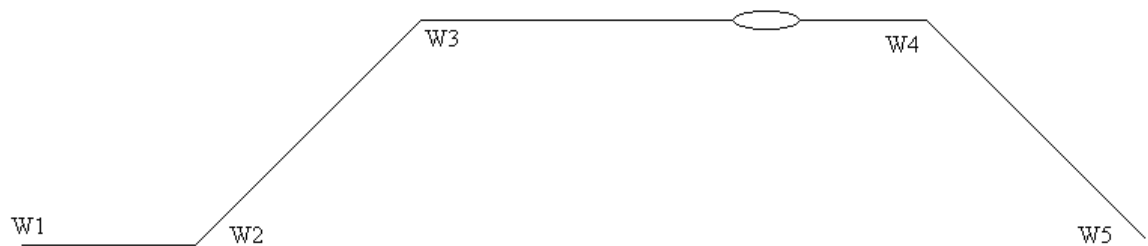


Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Luego, la fracción de peso de combustible en un segmento de la misión, estará dada por:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}}$$

Figura 68. Consumo de combustible de acuerdo al perfil de misión.



$$\frac{W_5}{W_0} = \left(\frac{W_1}{W_0} \right) \cdot \left(\frac{W_2}{W_1} \right) \cdot \left(\frac{W_3}{W_2} \right) \cdot \left(\frac{W_4}{W_3} \right) \cdot \left(\frac{W_5}{W_4} \right)$$

EC. 11

4.3.3. Sistema de propulsión. Toda aeronave necesita de una fuente de propulsión que realiza el trabajo de generación de la fuerza de empuje, quien bajo ciertas condiciones aerodinámicas, posteriormente permitirá generar la fuerza de

sustentación para permitir el vuelo de una aeronave. Dentro de los requerimientos del sistema se ha solicitado que el motor que sea utilizado para este diseño este en un rango de 6.5 cc. a 8.2 cc. Existen variados diseños y modelos de motores que se encuentran en este rango. Para determinar cual motor llevara la aeronave, se ha realizado una comparación entre algunos modelos ofrecidos en el mercado.

Tabla 3. Comparación de diferentes motores ofrecidos en el mercado.

| Modelo | Características | Fuente |
|-----------------------|-------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| GMS .47 ABC | Desplazamiento: 7.72 cc. Potencia: 1.47 HP Peso: 475 g Precio: 79.99 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXDXM2&P=0 |
| Super Tigre GS 45 | Desplazamiento: 7.5 cc. Potencia: 1.45 HP Peso: 524 g Precio: 74.99 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFV71&P=0 |
| Thunder Tiger Pro .40 | Desplazamiento: 6.52 cc. Potencia: 1.22 HP Peso: 487 g Precio: 84.99 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXKF96&P=0 |
| OS .46 LA | Desplazamiento: 7.64 cc. Potencia: 1.2 HP Peso: 272 g Precio: 79.99 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGGV7&P=0 |

Analizando las diferentes opciones para sistema de propulsión de la aeronave, la escogencia del mismo estará determinada por el que más ventajas represente en una tabla de ponderación para el análisis de los parámetros de cada uno de ellos.

Teniendo la siguiente tabla de ponderación (tabla 4) donde el valor de 1 representa la calificación más baja y el valor de 5 la más alta, se tiene que:

Tabla 4: Tabla de ponderación para la escogencia del motor.

| Tópico | GMS .47 ABC | Super Tigre GS 45 | Thunder Tiger Pro .40 | OS .46 LA |
|----------------|-------------|-------------------|-----------------------|-----------|
| Desplazamiento | 2 | 2 | 5 | 2 |
| Potencia | 5 | 5 | 2 | 2 |
| Peso | 1 | 1 | 1 | 5 |
| Precio | 4 | 4 | 4 | 4 |
| Ponderación | 12 | 12 | 12 | 13 |

De esta manera, habiendo logrado el mayor puntaje en la ponderación, se determina que el motor OS .46 LA, es el motor que continua para el proceso de diseño y es el que estará montado sobre la aeronave.

Adicional a la información presentada anteriormente, el motor OS .46 LA, presenta un consumo de combustible de $1 \text{ oz}/\text{min}$.³⁵ El endurance requerido es de 10 min por lo que el peso de combustible estaría dado por:

$$\rho = \frac{m}{v} \quad \text{EC. 12}$$

Donde,

ρ = densidad

m = masa

v = volumen

Entonces, conociendo el tiempo estimado de operación, y la densidad del combustible igual a $720 \text{ kg}/\text{m}^3$, se tiene que:

$$V = 1 \text{ oz}/\text{min} \cdot 10 \text{ min}$$

$$V = 10 \text{ oz} = 0.0002957 \text{ m}^3$$

$$m = d \cdot V$$

$$m = 720 \text{ kg}/\text{m}^3 \cdot 0.0002957 \text{ m}^3$$

$$m = 0.213 \text{ kg}$$

Entonces, $W_{fuel} = 0.213 \text{ kg}$

Igualmente, es posible determinar, el empuje generado por el motor, mediante la eficiencia de la hélice, adicionalmente es posible determinar con estas características la dimensión de la hélice para este motor, así:

- **Calculo de la hélice.** Para determinar la hélice a utilizar para el diseño, se toma en cuenta que el diámetro de la misma debe ser lo suficientemente largo para generar que la aeronave logre sus diferentes velocidades de misión. La regla general para la elección de la hélice, es tomar una con el mayor diámetro posible; este valor viene dado por la velocidad en la punta de la misma, la cual tiene que

³⁵ Products FAQ O.S. Engines [en línea]. California: O.S. Engines, 2008. [Consultado 25 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.osengines.com/faq/faq-q900.html>

ser menor a la velocidad del sonido a nivel del mar, estadísticamente este valor se toma como $950 \frac{ft}{s}$ ³⁶.

La punta de una hélice, sigue un camino helicoidal a través del aire. La velocidad de la punta de la hélice es el vector suma de su velocidad rotacional (Ecuación 13) y la velocidad de la aeronave viene definida por la ecuación 14.

$$(V_{Tip})_{Static} = \pi nd/60 \quad \text{EC. 13}$$

Donde:

n : R. P. M del motor obtenidas a partir de la información del fabricante

d : Diametro

$$(V_{Tip})_{Helical} = \sqrt{V_{Tip}^2 + V^2} \quad \text{EC. 14}$$

Donde,

V : Velocidad de análisis

Entonces, realizando el análisis para la velocidad de crucero, se tiene que:

$$V = 14.36 \text{ m/s} = 47.11 \text{ ft/s}$$

$$\sqrt{V_{Tip}^2 + V^2} \leq 950 \text{ ft/s}$$

$$V_{Tip} = 948.83 \text{ ft/s}$$

Reemplazando en la ecuación 13, se encuentra:

$$V_{Tip} = \pi nd/60$$

$$d = 1.13 \text{ ft} = 13.56 \text{ in}$$

La casa fabricante del motor, sugiere diferentes valores de hélices para ser usadas con este modelo,

³⁶ RAYMER, Op. cit., p. 221.

Tabla 5. Hélices recomendadas por la casa fabricante del motor.

| Hélices recomendadas por la casa fabricante del motor | |
|--------------------------------------------------------------|--------|
| 11 X 6 | 12 X 5 |
| 11 X 7 | 12 X 6 |

Teniendo en cuenta el resultado obtenido para el dimensionamiento de la hélice y las hélices recomendadas por la casa fabricante, se determina utilizar la hélice más cercana al valor obtenido analíticamente, 12 X 5 o 12 X 6.

Adicionalmente a la elección de la hélice, la mayoría de aeronaves con propulsión tipo hélice, utilizan un elemento denominado “spinner” (figura 69). Debido a que la inercia generada en la hélice contribuye muy poco en el empuje de la aeronave, La utilización de este elemento contribuye a que el flujo de aire sea re direccionado hacia donde la hélice es más eficiente.

Figura 69. Spinner.



Fuente: Great Planes Spinner [En línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXK231&P=ML>

Así mismo, conociendo la hélice a ser utilizada para el motor, es posible encontrar los diferentes parámetros que lo rigen a este,

Empuje entregado por el motor (T):

$$T = \frac{550 \cdot bhp \cdot n_p}{v} \quad \text{EC. 15}$$

Donde,

T : Empuje

bhp : Potencia entregada por el motor.

n_p : Eficiencia de la hélice.




Tomando la eficiencia de la hélice como del 75%³⁷ y V como la velocidad en vuelo crucero (Capítulo 4.3.4), entonces,

$$T = 10.50 \text{ lb} = 3.92 \text{ kg}$$

4.3.4. Configuración alar. La configuración alar depende del tipo de misión a desarrollar. En este caso particular se requiere una geometría alar que ofrezca bajo arrastre y alta estabilidad para optimizar el consumo de combustible y logrando así un endurante prolongado, así pues, el diseño del ala corresponderá a la parte más importante del diseño y que tendrá para ello diferentes etapas de desarrollo.

- Selección de perfil. Como se vio en el capítulo anterior, el perfil aerodinámico es la parte más simple de un ala, la forma que tenga este perfil, define las características aerodinámicas del ala, así pues, después de realizar una regresión con relación a aeronaves comerciales de entrenamiento entran a proceso de evaluación los siguientes perfiles:

Tabla 6. Tipo de perfiles para el proceso de evaluación.

| Perfil | Esquema | Espesor máximo | Concavidad máxima | Radio del borde de ataque | Espesor del borde de fuga |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------|-----------------------------|---------------------------|---------------------------|
| NACA 4415 |  | 15% al 30% de la cuerda | 4% al 40% de la cuerda | 2.2447% | 0.32% |
| USA 35B |  | 11.61% al 30% de la cuerda | 5.96% al 30% de la cuerda | 1.6642% | 0.25% |
| DRELA DAE 11 |  | 12.81% al 31.5% de la cuerda | 6.62% al 44.4% de la cuerda | 1.3649% | 0% |

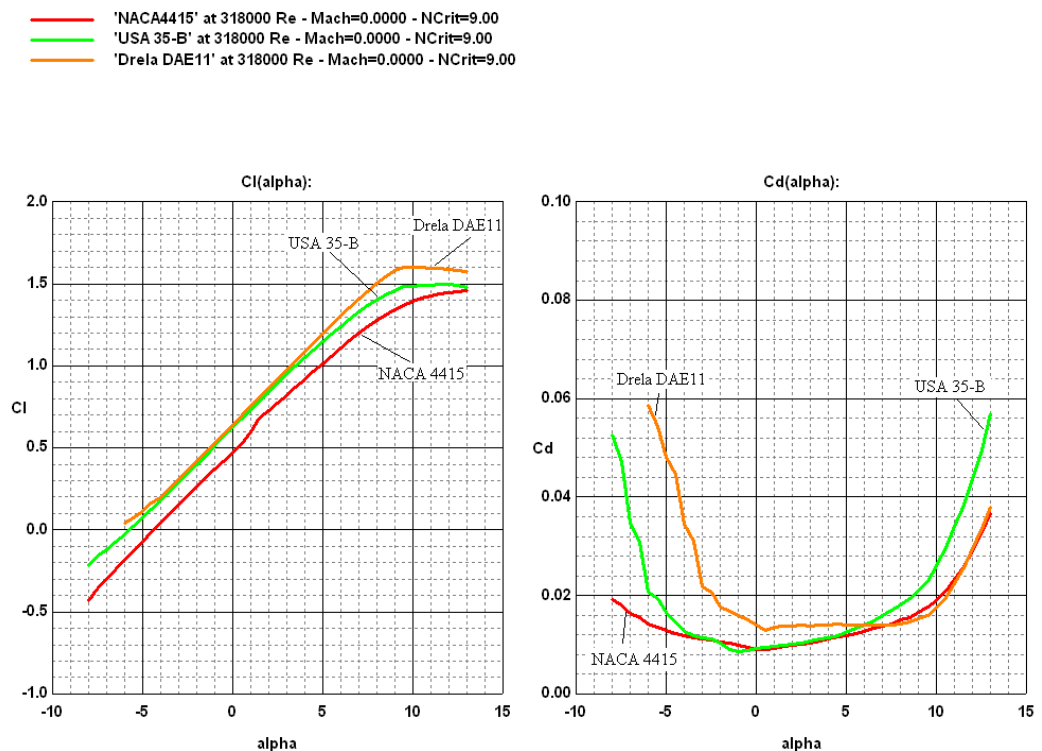
³⁷ RAYMER, Daniel. Simplified aircraft design for homebuilders. Los Angeles, CA: Design Dimension Press, 2003. p. 19.

Para realizar el análisis de los diferentes perfiles aerodinámicos, es necesario observar las diferentes graficas de las curvas características de cada uno de ellos, pero para esto, es necesario tomar en cuenta un factor determinante para el siguiente proceso en el diseño, el número de Reynolds.

El número de Reynolds es un número adimensional que representa la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas, $Re = \frac{\rho V L}{\mu}$. Este número afecta al proceso de diseño en el momento de selección de perfil, pues a bajos valores de Re cambia el comportamiento del lift slope.

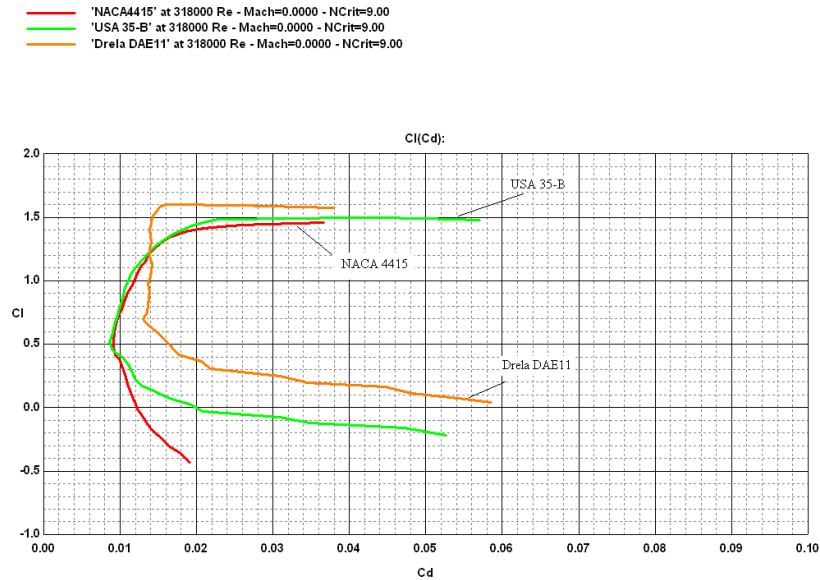
Para un UAV de pequeña dimensión, se asume un valor de numero de Reynolds bajo, que posteriormente será verificado y corregido cuando se tenga definida la geometría del ala. Entonces, para el análisis de los perfiles, se tiene que:

Figura 70. Graficas C_l VS α y C_d VS α



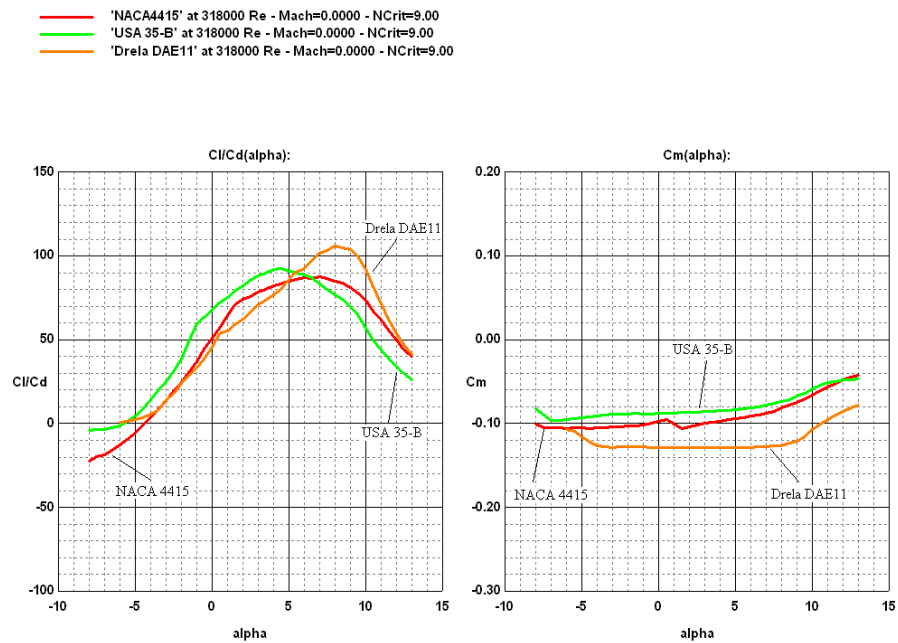
Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM

Figura 71. Grafica C_l VS C_d



Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

Figura 72. Graficas C_l/C_d VS α y C_m VS α



Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

Como primera medida de aproximación, es posible definir, mediante la grafica $C_l VS C_d$ la eficiencia aerodinámica del plano, al trazar una línea recta desde el origen de coordenadas pasando tangencialmente por la curva. Este punto tangencial es designado como el mejor C_l/C_d .

Así pues, analizando la curva $C_l VS C_d$ (figura 71) se determina la eficiencia aerodinámica para cada uno de los perfiles aerodinámicos.

Tabla 7: Comparación de perfiles de acuerdo a la eficiencia aerodinámica.

| Perfil | Mejor C_l/C_d |
|--------------|--------------------------------|
| NACA 4415 | $\frac{1.194}{0.0139} = 85.9$ |
| USA 35B | $\frac{1.048}{0.0114} = 91.9$ |
| DRELA DAE 11 | $\frac{1.507}{0.0142} = 106.1$ |

Así pues se determina que el perfil que demuestra tener mejor eficiencia aerodinámica es el DRELA DAE 11.

Otra medida de análisis para determinar el mejor perfil de diseño, es el análisis de la grafica $C_l VS \alpha$, en esta grafica es observable el hecho de conocer el punto más alto de la zona lineal, conocido como C_{lmax} , que es el punto a partir del cual el fluido se desprende del perfil.

Este análisis es importante, pues el diseño de la aeronave está orientada hacia entrenamiento de nuevos pilotos, y en general los nuevos aprendices tienden a realizar cambios bruscos en el manejo de las superficies de control, por tal motivo se busca en la selección del perfil aerodinámico, un perfil con el mayor valor de α en el C_{lmax} .

Así pues, analizando la curva $C_l VS \alpha$ (figura 70) se determina el α para el C_{lmax} para cada uno de los perfiles aerodinámicos.

Tabla 8. Comparación de perfiles de acuerdo al α en el C_{lmax} .

| Perfil | α en el C_{lmax} |
|--------------|---------------------------|
| NACA 4415 | 10.5 |
| USA 35B | 10 |
| DRELA DAE 11 | 10 |

Así pues se determina que el perfil que demuestra tener mayor α en el C_{lmax} es el NACA 4415.

El siguiente parámetro de análisis, es la variación del coeficiente de arrastre (C_d) ante cambios en el α . Se busca con este análisis, que en $\alpha = 0$, el valor de C_d sea lo más bajo posible, pues el vuelo recto y nivelado es la principal fase del perfil de misión para la nueva aeronave.

Así pues, analizando la curva $C_d VS \alpha$ (figura 70) se determina el C_d en $\alpha = 0$ para cada uno de los perfiles aerodinámicos.

Tabla 9. Comparación de perfiles de acuerdo al C_d en $\alpha = 0$.

| Perfil | C_d en $\alpha = 0$ |
|--------------|-----------------------|
| NACA 4415 | 0.0093 |
| USA 35B | 0.0116 |
| DRELA DAE 11 | 0.0136 |

Así pues se determina que el perfil que demuestra tener menor valor de C_d en $\alpha = 0$ es el NACA 4415.

Finalmente, el último parámetro de análisis, es el coeficiente de momento (C_m) ante cambios en el α . Se busca con este análisis, que la curva se mantenga lo mas plana posible y cercano a $C_m = 0$, esto indicaría que la aeronave, mantendría un vuelo constante sin mucho movimiento sobre el eje lateral, además de asegurar un valor pequeño para el cálculo posterior de las superficies del empenaje.

Así pues, analizando la curva $C_m VS \alpha$ (figura 72) se determina cual de los perfiles aerodinámicos presenta mejor comportamiento.

En la figura 72 es posible apreciar, que las curvas de los perfiles USA 35B y DRELA DAE 11, presentan una curva más plana que el NACA 4415, se determina además que la curva del perfil USA 35B está más cercano al valor de $C_m = 0$, por lo tanto, el mejor comportamiento de coeficiente de momento lo presenta el perfil USA 35B.

Entonces, realizando una tabla de comparación entre las ventajas que los perfiles demostraron en los cuatro análisis realizados, se determina el perfil escogido para continuar el proceso de diseño.

Tabla 10: Criterios para selección de perfil.

| Parámetros | NACA 4415 | USA 35B | DRELA DAE 11 |
|-----------------|-----------|---------|-----------------|
| $C_l VS \alpha$ | ***** | | |
| $C_d VS \alpha$ | ***** | | |
| $C_m VS \alpha$ | | ***** | |
| $C_l VS C_d$ | | | ***** |

De acuerdo a la información mostrada en la tabla 10, se determina que el perfil NACA 4415, es el perfil que seguirá en el proceso de diseño para la nueva aeronave.

- Relación de aspecto. La relación de aspecto o AR es la relación existente entre la envergadura del ala y su cuerda. Un ala con alto valor de AR es aquella en que la envergadura es varias veces mayor que la longitud de la cuerda.

El AR en una aeronave permite determinar hasta donde puede esta volar (alcance) con determinada carga de combustible, considerándose entonces este AR como el coeficiente de planeo de una aeronave.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad \text{EC. 16}$$

Donde,

AR. Relación de aspecto.

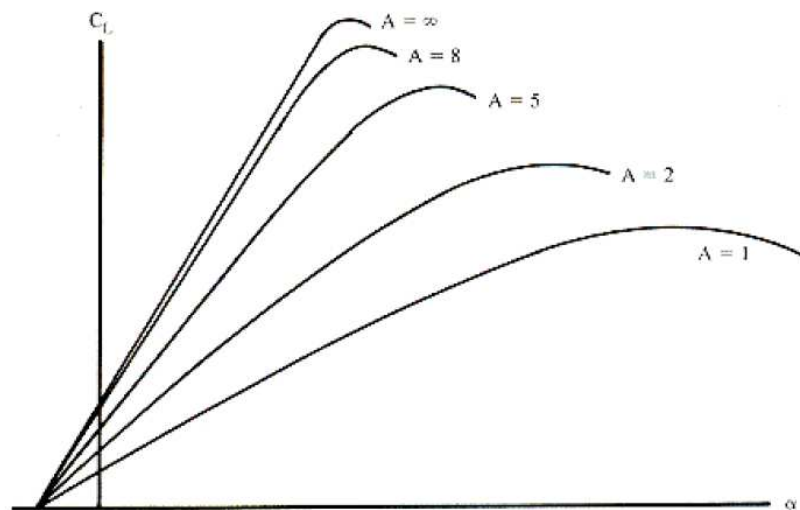
b: Envergadura del ala.

S: Área alar.

Efectos relacionados con el AR:

- Incremento en el peso, conforme se incrementa el AR (en el mismo factor).
- Cambio en los ángulos de ataque para pérdida. Debido al reducido ángulo de ataque efectivo en las puntas de las alas, un plano alar con bajo AR entrará en pérdida a mayor ángulo de ataque que un ala con alto AR (figura 73).

Figura 73. Efectos en el coeficiente de sustentación, a variaciones de AR.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Lo anterior es una de las razones por la cuales los planos de cola poseen un bajo valor de AR, lo cual retrasa la pérdida en el plano de cola, asegurando el adecuado control aerodinámico. De forma Inversa, un plano Canard puede entrar en pérdida antes que el plano alar principal, esto es posible gracias a que su AR es alto³⁸.

Aerodinámicamente, el AR afectaría las siguientes características:

- Arrastre Inducido
- La pendiente de la curva de sustentación
- Peso

³⁸ CORDOBA, Op. cit., 1 CD ROM.

- Envergadura

Tabla 11. Especificación de AR para aeronaves comerciales.

| Modelo | AR | Fuente |
|------------------|------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Kaos 40 | 5.44 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXZT80&P=ML |
| Trainer 40 | 5.65 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCXF4**&P=ML |
| Hobbistar 60 | 5.68 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCSY9&P=ML |
| Eagle 50 | 5.55 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXDJE4&P=ML |
| Magister 30 | 5.91 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGZV3&P=7 |
| Sig Kadet | 5.16 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFF91&P=7 |
| Megatech Nitro | 5.61 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXEZF9&P=7 |
| Sig Four Staw 40 | 5.91 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFKB0&P=ML |

De acuerdo a las especificaciones dadas por la tabla 11, es posible, como primera medida, deducir que los valores de AR para la aeronave oscilaran en un rango de 5 a 6, sin embargo, es posible presentar diferentes características de AR, para diferentes configuraciones alares, hecho que será analizado cuando sea determinado los parámetros de carga alar, área alar, envergadura, cuerda de raíz, cuerda de punta, relación de estrechamiento y geometría alar.

- Carga alar. La carga alar o WL, es la relación entre el máximo peso en despegue de la aeronave y el alar de la misma. Este factor indica el peso soportado por el ala en cada sección de la misma.

Usualmente, altos valores de WL son apreciados en aeronaves veloces y bajos valores de WL son apreciados en aeronaves tipo planeador.

$$WL = \frac{W_{TO}}{S} \quad \text{EC. 17}$$

Donde,

WL: Carga alar

W_{TO} : Peso máximo de la aeronave en despegue.

S: Área alar.

Tabla 12. Especificación de WL para aeronaves comerciales.

| Modelo | WL $\left(\frac{kg}{m^2}\right)$ | Fuente |
|------------------|----------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Kaos 40 | 6.97 – 7.52 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXZT80&P=ML |
| Trainer 40 | 5.94 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCXF4**&P=ML |
| Hobbistar 60 | 5.53 – 6.31 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXCSY9&P=ML |
| Eagle 50 | 6.88 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXDJE4&P=ML |
| Magister 30 | 4.36 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGZV3&P=7 |
| Sig Kadet | 6.1 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFF91&P=7 |
| Megatech Nitro | 5.45 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXEZF9&P=7 |
| Sig Four Staw 40 | 5.38 – 5.90 | http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXFKB0&P=ML |

De acuerdo a las especificaciones dadas por la tabla 12, es posible, como primera medida, deducir que los valores de WL para la aeronave oscilaran en un rango de 5 a 8, sin embargo, es posible presentar diferentes características de WL, para diferentes configuraciones alares, hecho que será analizado cuando sea determinado los parámetros de área alar, envergadura cuerda de raíz, cuerda de punta, relación de estrechamiento y geometría alar.

- Área alar. El área alar, como su nombre lo indica, es el área representada por el ala de una aeronave, de acuerdo al tipo de plano alar que se tenga, su área es determinada por el cálculo geométrico que su forma represente. De igual forma el área alar puede ser representada por la relación entre la envergadura de un ala y su relación de aspecto, por la relación entre el peso de la aeronave y su carga alar y la relación entre el múltiplo de la envergadura con la suma de las cuerdas de raíz y de punta entre dos, así pues, el área alar será determinada por:

- Cálculo geométrico: definido por la forma del plano alar.

- $$S = \frac{b^2}{AR} \quad \text{EC. 18}$$

- $$S = \frac{W_{TO}}{WL} \quad \text{EC. 19}$$

- $$S = \frac{b}{2} (C_r + C_t) \quad \text{EC. 20}$$

Al igual que la relación de aspecto y la carga alar, es posible presentar diferentes características de S, para diferentes configuraciones alares, hecho que será analizado cuando sea determinado los parámetros de envergadura, cuerda de raíz, cuerda de punta, relación de estrechamiento y geometría alar.

- Envergadura. La envergadura, es la distancia en línea recta en vista frontal de punta a punta del ala y es determinada mediante las siguientes ecuaciones:

$$b = \sqrt{S \cdot AR} \quad \text{EC. 21}$$

$$b = \frac{2 \cdot S}{(C_r + C_t)} \quad \text{EC. 22}$$

Al igual que la relación de aspecto, la carga alar y el área alar, es posible presentar diferentes características de b, para diferentes configuraciones alares, hecho que será analizado cuando sea determinado los parámetros de cuerda de raíz, cuerda de punta, relación de estrechamiento y geometría alar.

- Cuerda de raíz. La cuerda de raíz, es la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico que se encuentra en la raíz de un plano alar, es determinada por la siguiente ecuación:

$$C_r = \frac{2 \cdot S}{b} - C_t \quad \text{EC. 23}$$

- Cuerda de punta. La cuerda de punta, es la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico que se encuentra en la punta de un plano alar, es determinada por la siguiente ecuación:

$$C_t = \frac{2 \cdot S}{b} - C_r \quad \text{EC. 24}$$

- Relación de estrechamiento. Es la relación entre la cuerda de la punta y la cuerda de la raíz de un plano alar.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \text{EC. 25}$$

Afecta la distribución de sustentación a lo largo del ala. Cuando la relación de estrechamiento es igual a 1, indica que el ala posee cuerdas de longitud constante

a lo largo de la envergadura, este hecho causa una mayor generación de sustentación con un aumento aproximado del 7% de arrastre³⁹.

Efectos de la relación de estrechamiento:

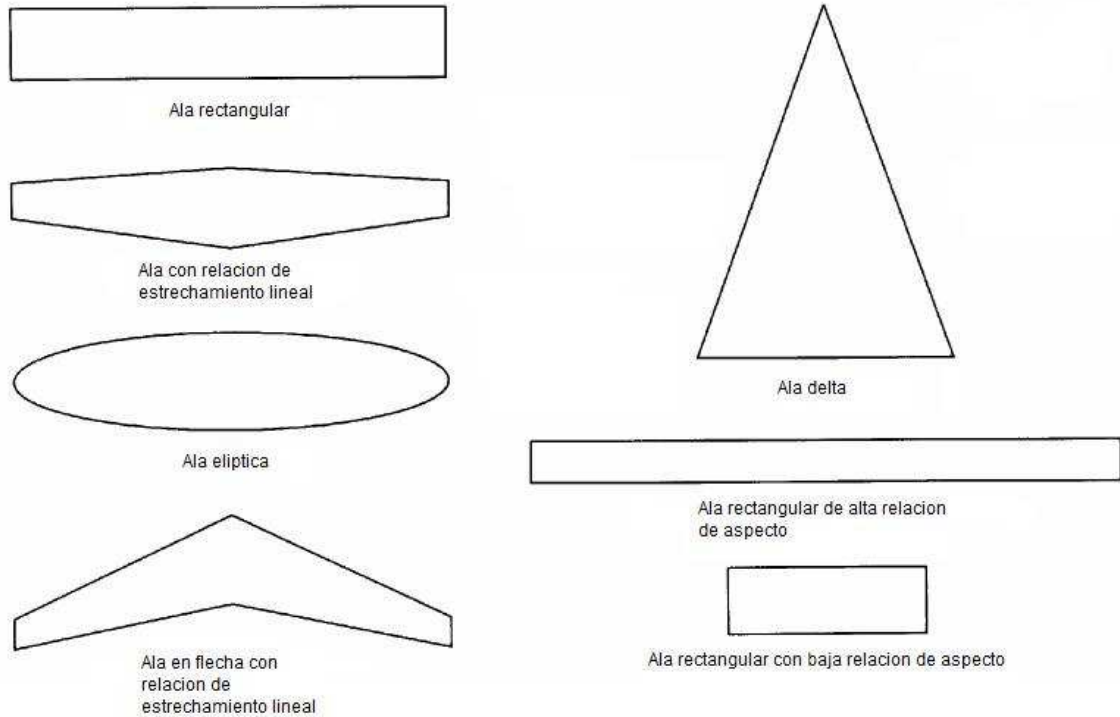
- Peso: disminuye al tener cuerdas menores hacia la punta del ala.
- Pérdida en la punta: Planos alares con pequeños valores de λ tienden a tener cortas longitudes en la cuerda de la punta alar, por lo que el patrón de pérdida sería desde la raíz hasta la punta, siendo la superficie de control la última en entrar en esta condición.
- Cuerda media aerodinámica (m.g.c). Es el valor de la cuerda con el que se realiza todo el proceso de diseño, para un ala rectangular, este valor sería el mismo valor de cuerda localizado sobre todo el plano alar, así pues:

$$m. g. c = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{\lambda^2 + \lambda + 1}{\lambda + 1} \right) \quad \text{EC. 26}$$

- Geometría alar. Como su nombre lo indica, la geometría alar, es la forma geométrica que forma el ala cuando esta es vista desde una toma superior, esta geometría es importante pues define muchas de las características aerodinámicas que se requieren para un diseño. Existen diferentes formas geométricas para un ala (figura 74).

³⁹ Ibíd., 1 CD ROM.

Figura 74. Tipos de geometrías alares.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

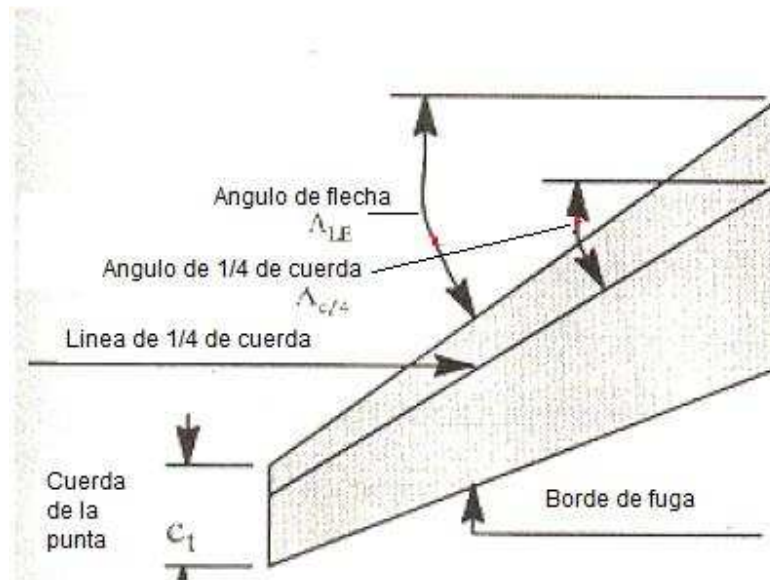
- **Angulo de flecha.** Es el ángulo formado entre el borde de ataque del ala y una línea perpendicular al fuselaje (figura 75). Este ángulo es utilizado para reducir los efectos adversos del flujo transónico y supersónico.

$$\tan(\Lambda_{LE}) = \tan(\Lambda_{C/4}) + \left[\frac{(1-\lambda)}{AR \cdot (1+\lambda)} \right] \quad \text{EC. 27}$$

Un plano alar con flecha permite retrasar la creación de regiones con flujo supersónico y ondas de choque, Por consiguiente, la velocidad en el borde de ataque de un ala con flecha será:

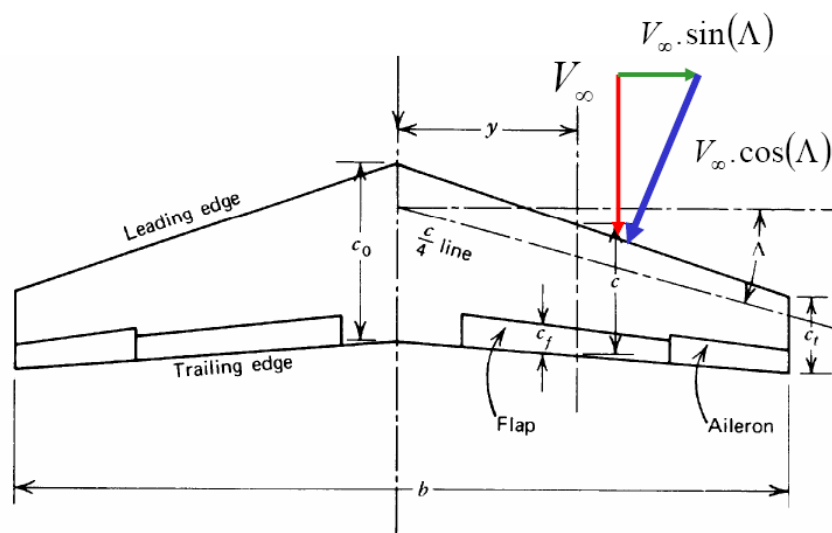
$$V|_{LE} = [V \cdot \cos(\Lambda)] \quad \text{EC. 28}$$

Figura 75. Angulo de flecha.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Figura 76. Descomposición de la velocidad en un ala con flecha.



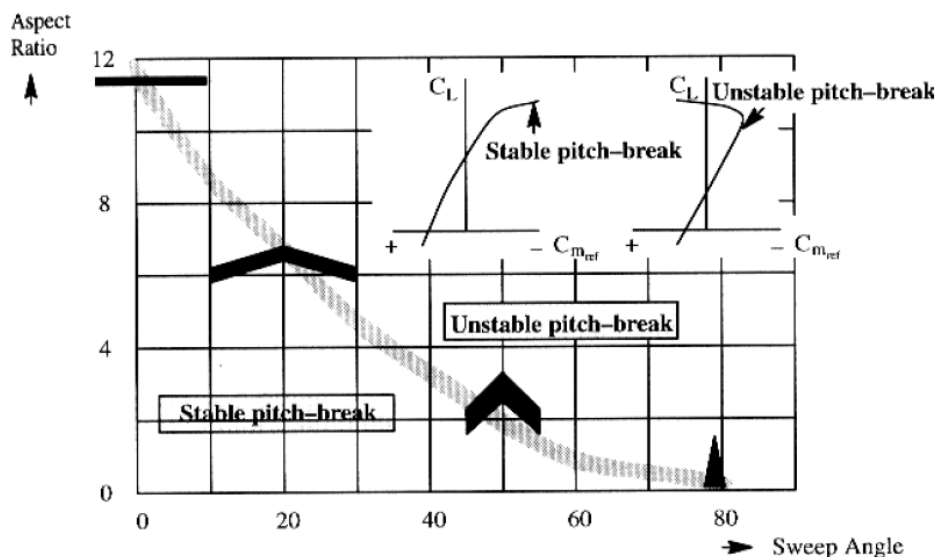
Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

El ángulo de flechamiento de un ala, presenta relación con la relación de aspecto de la misma así:

- Altos valores del AR y bajos valores del ángulo de flechamiento en vuelo a baja velocidad ofrecen altas pendientes de la curva de sustentación y altos coeficientes de sustentación.
- Bajos valores de AR y grandes ángulos de flechamiento proveen un alto rendimiento en vuelo transónico y supersónico.

Estas características son observables en la figura 77.

Figura 77. Relación AR VS ángulo de flechamiento.

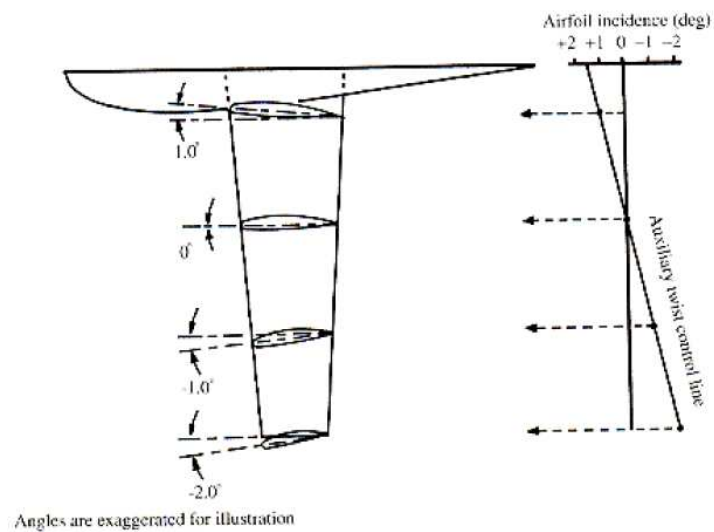


Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

- **Twist.** El ángulo de Twist es usado para prevenir la pérdida en la punta del ala y reorganizar la distribución de la sustentación hacia una elipse. La ventaja de colocar "twist", es que controla el ángulo de pérdida desde la raíz hasta la punta del ala. Existen diferentes tipos de twist:
 - **Twist geométrico:** Se define como el cambio del ángulo de incidencia del perfil aerodinámico, usualmente con respecto del perfil de la raíz del ala.

- **Twist lineal:** El valor del ángulo de TWIST cambia en proporción a la distancia desde el perfil de la raíz del ala.
- **Twist aerodinámico:** Es el valor del ángulo entre el perfil de la punta (ángulo de cero sustentación) y el perfil de la raíz del ala (ángulo de cero sustentación).

Figura 78. Angulo de twist en una aeronave.



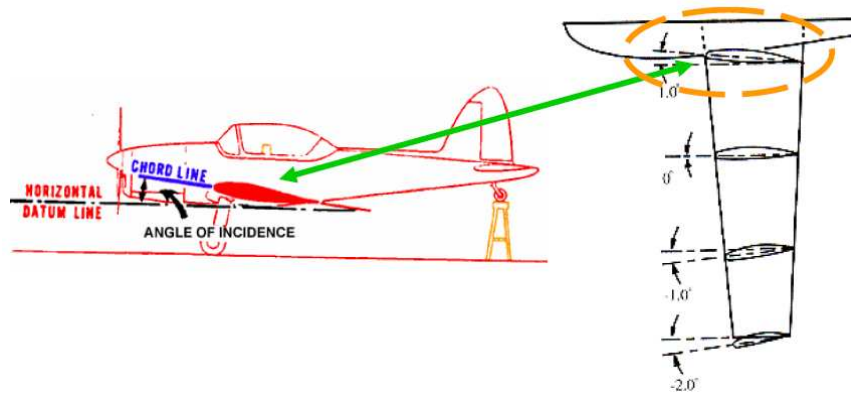
Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

- **Angulo de incidencia.** Es el ángulo formado entre el fuselaje y el plano alar sobre el eje del Pitch.

Si el plano alar no tiene Twist, el ángulo de incidencia es simplemente el ángulo entre el eje del fuselaje y las cuerdas de los perfiles alares.

De otro lado, cuando el plano alar tiene Twist, el ángulo de incidencia se define con respecto al perfil usualmente el perfil expuesto.

Figura 79. Angulo de incidencia de un plano alar con twist.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

Siguiendo con el proceso de diseño, se define la geometría del ala, como un ala rectangular, pues se es conocido que este tipo de planta permite un alta estabilidad con condiciones de arrastre relativamente bajas, además que se presenta como ventaja económica y de fácil construcción, asimismo que permite manejar más fácil el patrón de pérdida de la aeronave, pues este no entraría en perdida tan rápido con respecto a los otros tipos de plantas alares.

Definida la geometría del ala, es de anotar que un ala rectangular presenta una relación de estrechamiento igual a 1, así mismo es válido anotar que los requerimientos de la aeronave no exigen alta velocidad en vuelo, por lo tanto se decide establecer un ángulo de flechamiento igual a 0° .

Las características presentadas por el perfil Naca 4415, presentan un alto coeficiente de sustentación, por lo que conjugado a la estabilidad que presenta el ala alta, garantiza que la aeronave mantenga una alta sustentación a una relación de arrastre bastante aceptable. De esta manera se llega a las siguientes conclusiones:

- $\lambda = 1$
- $C_r = C_t$
- $\Lambda_{LE} = 0^\circ$
- *Angulo de incidencia* = 0°
- Sin twist

Tomando como punto de referencia el peso total de la aeronave, tenemos:

$$W_{T0} = W_{Payload} + W_{Fuel} + W_{Empty}$$

Asumiendo un peso de 0.787 kg como posible carga de la aeronave, se tiene que:

$$W_{T0} = (0.787 + 0.213 + 2.5)Kg$$

$$W_{T0} = 3.5Kg$$

Manteniendo constante este W_{T0} y variando los valores de AR y WL, es posible obtener diferentes configuraciones alares, mostrados por la tabla 13.

Tabla 13. Diferentes opciones para determinar las dimensiones del ala.

| Opciones | AR | WL(Kg/m ²) | S(m ²) | B(m) | C(m) |
|----------|-----|------------------------|--------------------|------|------|
| 1 | 5.5 | 6 | 0.58 | 1.78 | 0.33 |
| 2 | 6 | 6 | 0.58 | 1.87 | 0.31 |
| 3 | 6 | 6.5 | 0.54 | 1.8 | 0.3 |
| 4 | 7 | 6.5 | 0.54 | 1.94 | 0.28 |
| 5 | 6 | 7 | 0.5 | 1.73 | 0.29 |
| 6 | 6.5 | 6.5 | 0.54 | 1.87 | 0.29 |
| 7 | 7 | 7 | 0.5 | 1.87 | 0.27 |

Finalmente, realizando el análisis de la tabla 13, Basados en los rangos de valores ofrecidos por el estudio de las configuraciones de aeronaves comerciales, la experiencia y en ventajas de cada una de las posibilidades se determina para continuar en el proceso de diseño la opción 1. Pues estos valores son adecuados para la nueva aeronave y no se salen del margen establecido desde un inicio.

Con estos parámetros es posible determinar la velocidad de crucero de la aeronave para vuelo recto y nivelado, así como su velocidad de pérdida, para ello se hace uso de los valores proporcionados por las gráficas del perfil aerodinámico, C_l Vs α (figura 70).

Esta grafica muestra que, para:

$$\begin{array}{llll} \alpha = 0 & C_l = 0.4889 & V = 14.06 \text{ m/s} & Re = 317706 \\ \alpha_{max} = 10.5 & C_{lmax} = 1.3727 & V_{stall} = 8.39 \text{ m/s} & Re = 189584 \end{array}$$

- Para vuelo crucero, recto y nivelado:

$$V = \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S C_L}} \quad \text{EC. 29}$$

- Para velocidad de perdida cuando el C_l es máximo:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S C_{Lmax}}} \quad \text{EC. 30}$$

- Numero de Reynolds para las diferentes velocidades:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad \text{EC. 31}$$

Ahora se determinara el C_L para el ala, el C_l hallado anteriormente equivale al C_l del perfil, inicialmente para una primera estimación, se asume que son iguales, pero en la realidad no es así. En la práctica, el coeficiente de sustentación para diseño usualmente estará basado en experiencias pasadas, y en general para la mayoría de aeronaves oscila alrededor de 0,5⁴⁰.

Así pues, para vuelo recto y nivelado, tenemos:

$$W = L = q S C_L = q S C_{lPerfil} \quad \text{EC. 32}$$

$$C_L = \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right) \quad \text{EC. 33}$$

Donde,

$$\frac{W}{S} = WL$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

⁴⁰ Ibíd., 1 CD ROM

Luego,

$$C_L = 0.4861$$

Analizando este valor de C_L para el perfil aerodinámico NACA 4415, se tiene que $C_l = 0.4656$, si se quiere que estos valores sean iguales, lo más recomendable entonces sería cambiar la velocidad, esta ya se liga al perfil.

Entonces,

$$0.4656 = \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right)$$

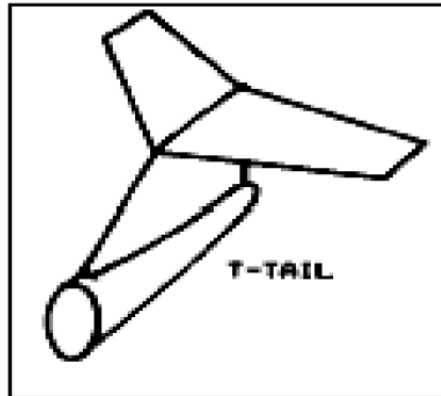
Solucionando, despejando la velocidad, se tiene que:

$$V_{cruise} = 14.3664 \text{ m/s}$$

Esta velocidad, será entonces la velocidad real de crucero, este valor necesariamente debe ser ajustado periódicamente, ya que el peso de la aeronave varía debido al consumo específico de combustible.

4.3.5. Configuración del empenaje. Como se determino en el capítulo 3, el empenaje se refiere al conjunto de cola, localizado en la parte trasera de la aeronave, su función básicamente es cancelar los momentos producidos por la aeronave en torno a sus ejes lateral y transversal, que a su vez, mediante la utilización de las superficies de control en ellos, logran un control sobre estos mismos ejes. Existen diferentes configuraciones de empenaje (figura 50), debido al bosquejo seleccionado para el proceso de diseño, las configuraciones de empenaje favorables para este tipo de aeronave serán:

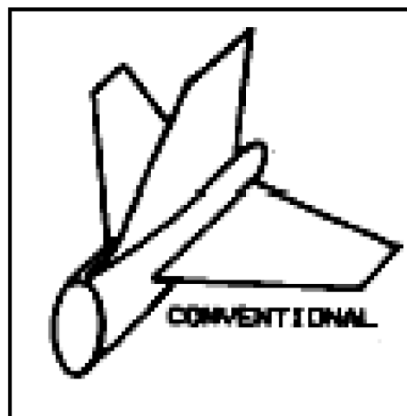
Figura 80. Cola tipo T.



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 68.

Este tipo de configuración permite un estabilizador vertical relativamente pequeño. Es apropiada para el control de aeronaves de bajo peso. Requiere que el estabilizador vertical tenga una estructura rígida para soportar el peso del estabilizador horizontal, lo cual incrementaría el peso de la aeronave.

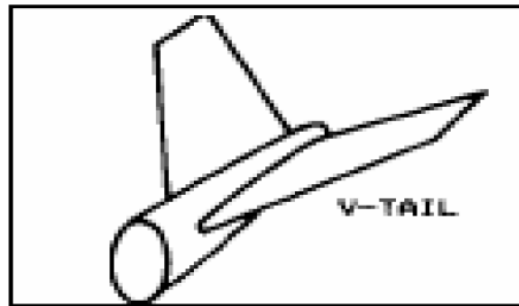
Figura 81. Cola convencional.



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 68.

La mayoría de aeronaves comerciales utilizan este tipo de configuración. Presenta un adecuado control y estabilidad. El hecho de presentar un estabilizador horizontal con un área considerable hace que se aumente el arrastre parasito.

Figura 82. Cola tipo V.



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 68.

Esta configuración tiene como ventaja la reducción de la superficie mojada, lo cual indica una reducción del arrastre inducido. Esta configuración no presenta muy buena estabilidad pues exige experiencia en el manejo de las superficies de control por parte del piloto, ya que al realizar movimientos para controlar el momento sobre el eje lateral induce un movimiento sobre el eje transversal.

De esta manera se determina que el tipo de cola seleccionada para seguir con el proceso de diseño, es la cola convencional, pues presenta las mejores características de estabilidad, haciendo cumplimiento de esta forma a los requerimientos planteados al inicio del proceso de diseño.

- Estabilizador horizontal. En las fuerzas producidas sobre un perfil alar, se encuentra un momento, este momento varía dependiendo del perfil aerodinámico que esté utilizando el ala, mas sin embargo, este momento se necesita ser eliminado para obtener estabilidad sobre el eje lateral de la aeronave y garantizar de esta forma un vuelo recto y nivelado, sin balanceo. Para ello se crea un estabilizador horizontal, el cual, mediante su disposición respecto al fuselaje de la aeronave, generará una sustentación hacia abajo, que permitirá cancelar el momento producido por el ala.

El estabilizador horizontal puede tomarse como una segunda ala que permitirá al piloto maniobrar el ángulo de ataque mediante la utilización de una superficie de control denominada elevador. El perfil asociado a esta pequeña ala, es un perfil simétrico ubicado con un ángulo de incidencia negativo, de esta forma se

garantiza que la sustentación generada se direcciona de forma contraria a la fuerza de sustentación.

Al igual que se hizo para la selección del perfil alar, es necesario analizar las diferentes curvas características para el perfil de las superficies del empenaje, con la característica de que en ellas no se busca analizar la generación de sustentación, sino el que menor arrastre produzca ante un momento capaz de contrarrestar el generado por el ala. Así pues, después de realizar una regresión de algunas aeronaves comerciales, se seleccionaron dos perfiles para ser evaluados para el estabilizador horizontal y vertical, asegurando el mismo perfil para las dos superficies.

Tabla 14. Tipo de perfiles para el proceso de evaluación.



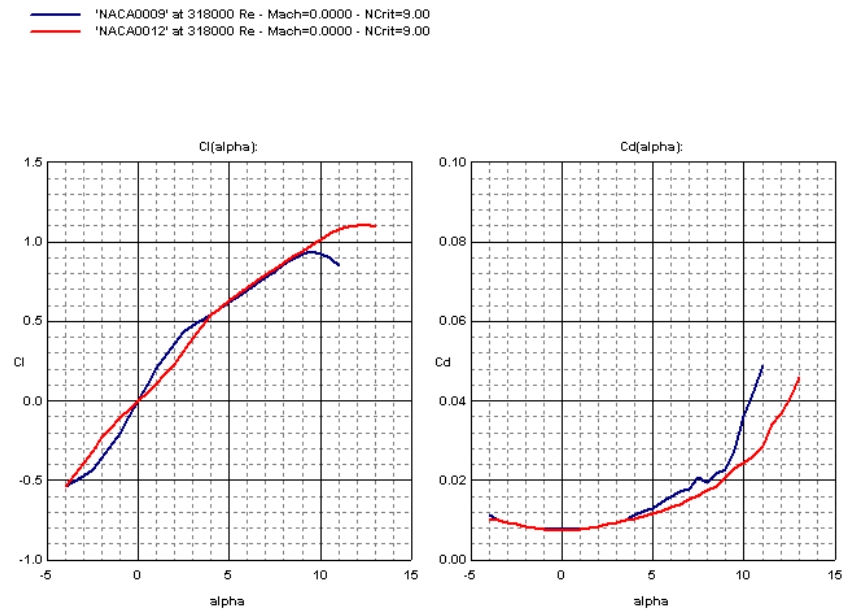
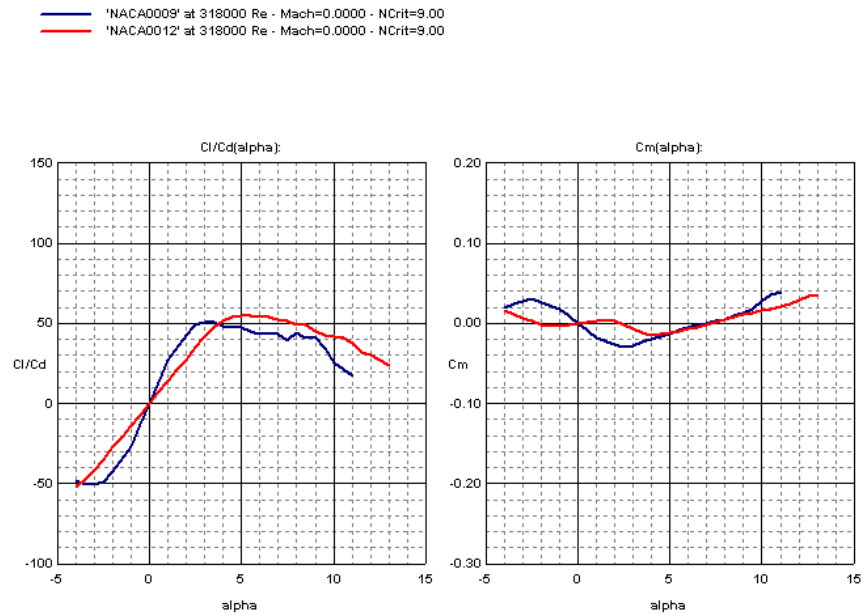
| Perfil | Esquema | Espesor máximo | Concavidad máxima | Radio del borde de ataque | Espesor del borde de fuga |
|-----------|-------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------|-----------------------|---------------------------|---------------------------|
| NACA 0012 |  | 12% al 30.9% de la cuerda | 0% al 0% de la cuerda | 1.4782 % | 0.252 % |
| NACA 0009 |  | 9.02% al 30.9% de la cuerda | 0% al 0% de la cuerda | 0.5385 % | 0 % |

Figura 83. Graficas C_l VS α y C_d VS α



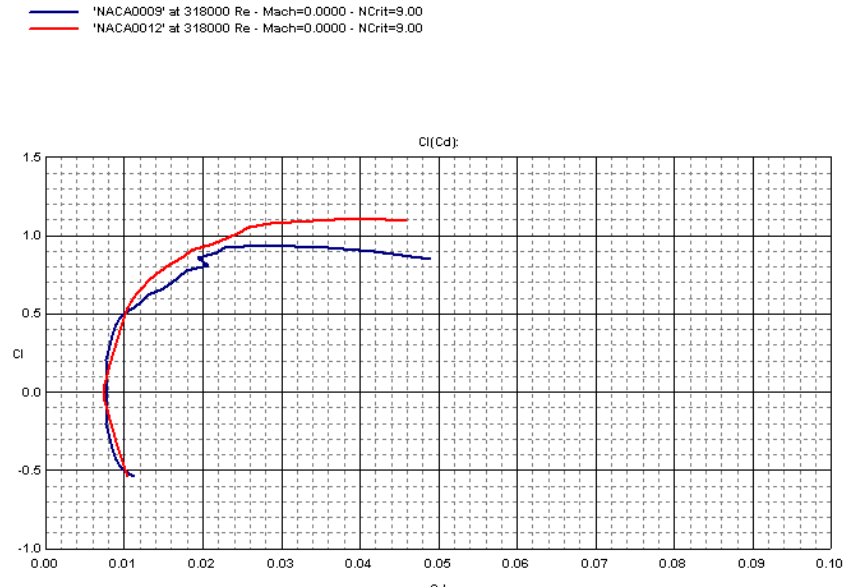
Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

Figura 84. Graficas C_l/C_d VS α y C_m VS α



Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

Figura 85. Grafica C_l VS C_d



Fuente: DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

Para el proceso de selección del perfil aerodinámico que tendrán las superficies del empenaje, se procede a analizar las graficas C_d VS α y C_m VS α , en donde se determinara, que perfil presenta la mejor característica de bajo arrastre y momento constante cercano a $C_m = 0$.

Así pues, analizando las graficas, se observa que el perfil NACA 0012 presenta más bajo arrastre y la variación del coeficiente de momento es más pequeña y más cercano al valor de cero, respecto al presentado por el perfil NACA 0009. Por lo tanto, el perfil seleccionado para las superficies del empenaje es el NACA 0012.

Para el cálculo del estabilizador horizontal, se trabaja con los coeficientes de volumen de cola, así pues:

$$C_{HT} = \frac{(L_{HT} * S_{HT})}{(C_W * S_W)} \quad \text{EC. 34}$$

Donde,

C_{HT} : Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal.

L_{HT} : Longitud de posicionamiento del estabilizador horizontal, medido desde la cuerda media aerodinámica del ala hasta la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal.

S_{HT} : Área del estabilizador horizontal.

S_W : Área del ala.

C_W : Cuerda del ala.

Por valores estadísticos, este coeficiente debe mantenerse en un rango de 0.4 a 0.6 para obtener un valor razonable de estabilidad (para diseño) sobre el eje lateral de movimiento. Generalmente la relación del área del plano alar principal con respecto al plano horizontal de cola, está en un rango de 10% a 15%⁴¹.

De la grafica $C_m VS \alpha$ (figura 72), se tiene que:

$$\alpha = 0 \quad C_M = -0.0976$$

Conociendo que:

$$C_{lHT} = \frac{l_{HT}}{q \cdot S_{HT}} \quad \text{EC. 35}$$

Donde,

C_{lHT} : Coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico.

l_{HT} : Momento generado por el ala.

S_{HT} : Área del estabilizador horizontal.

Entonces, analizando el grafico $C_l VS \alpha$ (figura 83), en $\alpha = -1^\circ$ se empieza a contrarrestar el efecto $C_{lHT} = -0.1083$, luego,

$$l_{HT} = C_{lHT} * q * S_{HT}$$

Tomando inicialmente $S_{HT} = 10\% S_W$, entonces

$$C_{lHT} = -0.0133, \text{ lo que representa un ángulo de incidencia entre } 0^\circ \text{ y } -0.05^\circ$$

⁴¹ Ibíd., 1 CD ROM.

El valor de AR para el ala horizontal debe ser menor al AR del ala principal, de esta manera se garantiza que la cola entre en pérdida después del ala, para tener control sobre las superficies de control.

Entonces, asumiendo $AR_{HT} = 4$, se tiene que:

$$B_{HT} = 0.48m$$

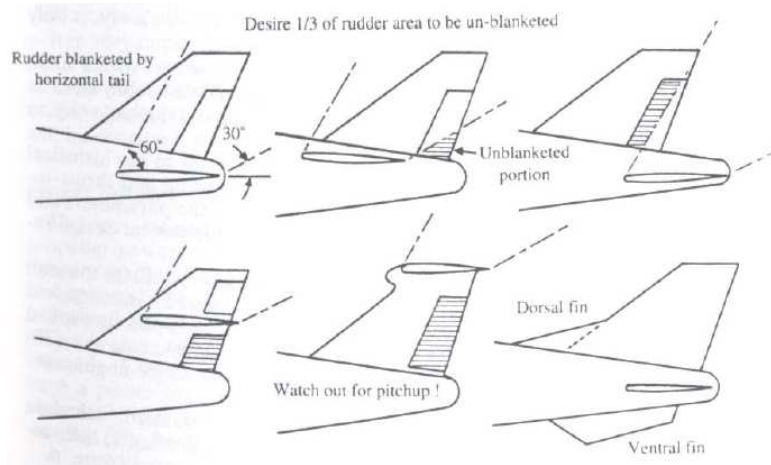
Con $\lambda = 0.5$, la cuerda del estabilizador horizontal sería de $C_{rHT} = 0.16m$ $C_{tHT} = 0.08m$ de esta manera se ha calculado los parámetros para la cola horizontal, sin embargo estos valores son pequeños y estructuralmente no soportan las fuerzas ejercidas en la cola, comparados con el ala principal, por lo que se hará una segunda iteración de diseño, asumiendo $S_{HT} = 15\% S_W$, y $\lambda = 1$, así pues:

$$S_{HT} = 0.15S_W \quad C_{HT} = 0.4 \quad B_{HT} = 0.51m \quad C_{tHT} = 0.17m \quad AR = 3 \quad L_{HT} = 0.88m$$

- Estabilizador Vertical: Este estabilizador puede tomarse, como una pequeña ala ubicada de manera vertical en el fuselaje de la aeronave, básicamente sirve para dos cosas:
 - Correcciones en el eje transversal de la aeronave.
 - Si se tiene ángulo diedro grande, la superficie vertical contrarrestaría en gran medida el efecto del Dutch Roll.

La posición en el fuselaje del estabilizador vertical debe ubicarse por delante del estabilizador horizontal, pues de esta manera se previene el área blanqueada que pueda ejercer el estabilizador horizontal sobre el vertical (figura 86).

Figura 86. Ubicación de las superficies del empenaje.



Fuente: Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

En el caso de este estabilizador vertical, se trabaja con coeficientes de cola, así pues,

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} * S_{VT}}{B_W * S_W} \quad \text{EC. 36}$$

Donde,

C_{VT} : Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal.

L_{VT} : Longitud de posicionamiento del estabilizador vertical, medido desde la cuerda media aerodinámica del ala hasta la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.

S_{VT} : Área del estabilizador vertical.

S_W : Área del ala.

B_W : Envergadura del ala.

Si se mantiene esta relación aproximada a partir de 0.02 se garantizará un diseño estable respecto al eje del Yaw⁴².

⁴² Ibíd., 1 CD ROM.

Generalmente el área de la superficie vertical de cola es de aproximadamente 5% a 7% del área del ala⁴³.

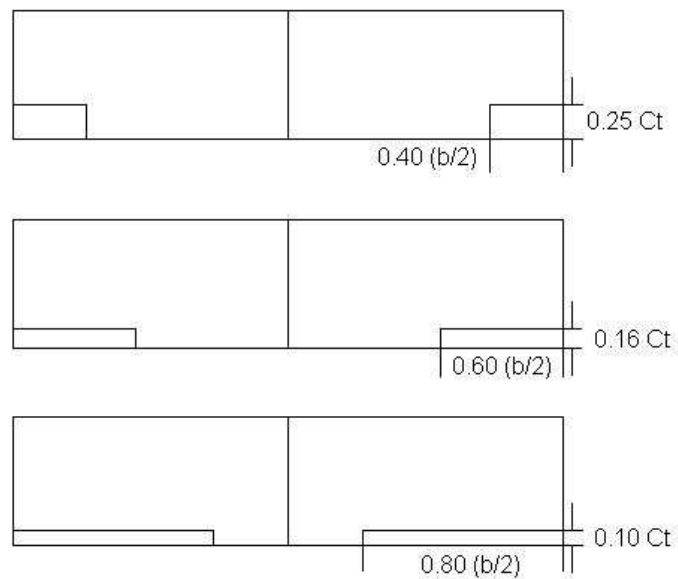
El AR para el estabilizador horizontal, estará entre 0.7 y 2⁴⁴.

Con $\lambda = 0.6$ $AR_{VT} = 1.2$ $b = 0.25m$ $C_{rVT} = 0.255m$ $C_{tVT} = 0.153m$ $L_{VT} = 0.81m$

4.3.6. Estimación de superficies de control de la aeronave. Las superficies de control de la aeronave, serán calculadas de acuerdo a lo establecido por la NACA (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS) en el reporte 506⁴⁵.

- Alerones. De acuerdo a lo establecido en el reporte 506 de NACA, para alas rectangulares existen 3 opciones (figura 87).

Figura 87. Calculo de alerones para alas rectangulares.



Tomando la segunda opción para el cálculo de los alerones, se tiene que:

$$b_{aleron} = 0.89(0.60) = 0.53 [m]$$

⁴³ Ibid., 1 CD ROM.

⁴⁴ RAYMER, Op. cit., p. 76.

⁴⁵ WEICK, Fred. JONES, Robert. Resume and analysis of NACA lateral control research. Langley Field, VA: NACA, 1937. Pág. 30 .

$$C_{aleron} = 0.33(0.16) = 0.053 [m]$$

- Elevador. De acuerdo a lo establecido en el reporte 506 de NACA, el área del elevador estará entre 30% a 40% de la superficie total del estabilizador horizontal. Tomando La superficie como el 40% de la superficie del estabilizador horizontal, entonces:

$$S_{Elevador} = 0.0348m^2$$

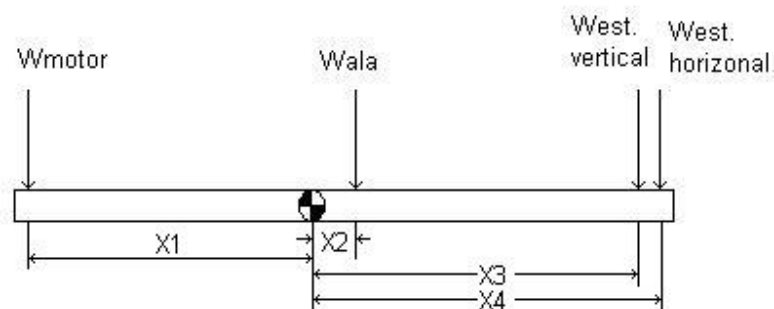
- Timón. De acuerdo a lo establecido en el reporte 506 de NACA, el área del timón estará entre 30% y 50% de la superficie total del estabilizador horizontal. Tomando La superficie como el 30% de la superficie del estabilizador vertical, entonces:

$$S_{Timon} = 0.0153m^2$$

4.3.7. Fuselaje. Es la parte principal de la aeronave, pues sobre este se ubican las fuentes de energía y los diferentes mecanismos que hacen posible el control sobre la aeronave. El fuselaje es la porción de la aeronave donde se ubican las alas, el empenaje y el motor, quienes en conjunto hacen posible el vuelo de una aeronave, para el cálculo de las dimensiones de este fuselaje, es necesario considerar como primera medida, la ubicación del centro de gravedad de la aeronave por delante del centro aerodinámico, en una distancia cercana al 5% de la cuerda media aerodinámica del ala, de esta manera se garantiza estabilidad de la aeronave⁴⁶.

Teniendo en cuenta lo anterior y considerando las localizaciones de las superficies de cola, es posible determinar la longitud del fuselaje así:

Figura 88. Fuerzas aplicadas al fuselaje.



⁴⁶ CORDOBA, Op. cit., 1 CD ROM.

$$\sum M = 0$$

$$W_{motor} \cdot X_1 - W_{ala} \cdot X_2 - W_{est.vertical} \cdot X_3 - W_{est.horizontal} \cdot X_4 = 0$$

$$X_1 = \frac{W_{ala} \cdot X_2 + W_{est.vertical} \cdot X_3 + W_{est.horizontal} \cdot X_4}{W_{motor}}$$

Como se determina en el capítulo 5, los pesos de los diferentes componentes de la aeronave, para el cálculo de la longitud del fuselaje, se tiene que:

$$\text{Con } X_2 = 5\%C_W \quad X_3 = 0.88 \text{ m} \quad X_4 = 0.81 \text{ m} \quad W_{ala} = 1 \text{ kg} \quad W_{motor} = 0.372 \text{ kg} \quad W_{est.horizontal} = 0.09357 \text{ kg} \quad W_{est.vertical} = 0.07345 \text{ kg}$$

$$X_1 = 0.408 \text{ m}$$

Luego la longitud del fuselaje será,

$$L_{fuselaje} = 0.88 \text{ m} + 0.408 \text{ m} = 1.29 \text{ m}$$

4.3.8. Centro de gravedad de la aeronave. Para un correcto comportamiento de la aeronave durante el cumplimiento de la misión para lo cual ha sido diseñada, es necesario realizar el análisis de la distribución de todos los elementos componentes de la misma. El peso y balance de una aeronave es de vital importancia, puesto que cualquier variación en la ubicación de un elemento puede influir en la disposición del centro de gravedad de la aeronave.

Dado que no todo el peso de los componentes de la aeronave está ubicado a lo largo de la misma, es necesario estimar un punto exacto donde, para cuestiones de análisis, se concentra todo el peso de la aeronave, es decir su punto de gravedad.

El punto de gravedad, también llamado centro de gravedad, es el punto de un cuerpo en el cual se considera ejercida la fuerza de gravedad que afecta a la masa de ese cuerpo, es decir, el punto donde esta ejercida la fuerza del peso.

$$X_{CG} = \frac{\sum W_i \cdot X_{cgi}}{\sum W_i} \quad \text{EC. 37}$$

La localización del centro de gravedad debe ser calculada para todos los escenarios de carga posible, estos escenarios dependen de la extensión de la misión del diseño de la aeronave. Entonces teniendo la disposición de elementos

a utilizar en la aeronave (capítulo 5), se calcula el centro de gravedad de la aeronave, para los dos escenarios de carga posible (con tanque de combustible lleno, y vacío).

Tabla 15. Elementos utilizados en la aeronave.

| Elemento | Distancia (m) | Peso (kg) |
|--------------------------|---------------|-----------|
| Baterías | 0.628 | 0.119 |
| Receptor | 0.628 | 0.016 |
| Combustible | 0.338 | 0.213 |
| Servomotor 1 | 0.478 | 0.037 |
| Servomotor 2 | 0.478 | 0.037 |
| Servomotor 3 | 0.478 | 0.037 |
| Tren principal | 0.628 | 0.202 |
| Tren de nariz | 0.09 | 0.132 |
| Ala | 0.478 | 1 |
| Estabilizador horizontal | 1.348 | 0.093 |
| Estabilizador vertical | 1.278 | 0.073 |
| Motor | 0.06 | 0.372 |

Sin combustible,

$$X_{CG} = \frac{W_{motor} \cdot X_{motor} + W_{ala} \cdot X_{ala} + W_{EV} \cdot X_{EV} + W_{EH} \cdot X_{EH}}{W_{motor} + W_{ala} + W_{EV} + W_{EH}}$$

$$X_{CG} = 0.467 \text{ m}$$

Con combustible,

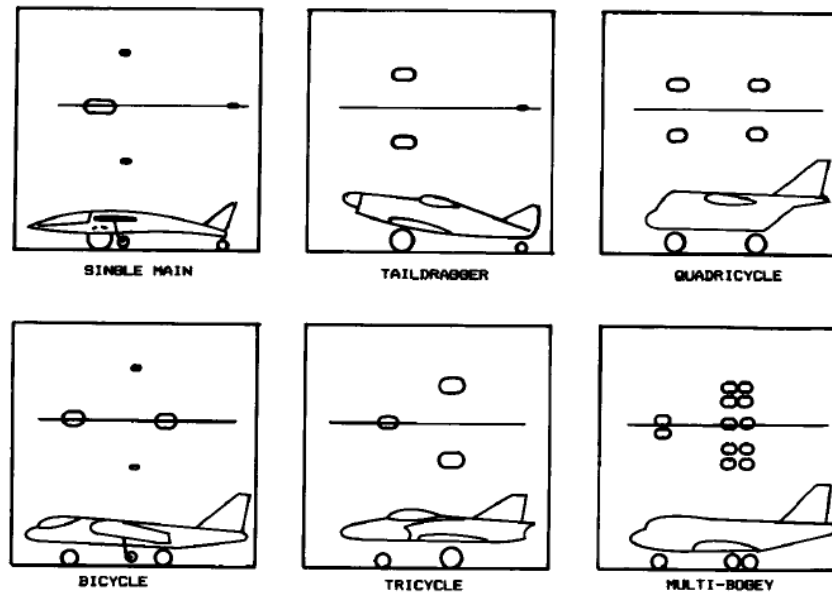
$$X_{CG} = \frac{W_{motor} \cdot X_{motor} + W_{comb} \cdot X_{comb} + W_{ala} \cdot X_{ala} + W_{EV} \cdot X_{EV} + W_{EH} \cdot X_{EH}}{W_{motor} + W_{comb} + W_{ala} + W_{EV} + W_{EH}}$$

$$X_{CG} = 0.452 \text{ m}$$

De esta manera se obtiene el centro de gravedad para la aeronave. Analizando este valor se concluye que la aeronave poseerá alta estabilidad pues el centro de gravedad estará siempre por delante del centro aerodinámico de la aeronave.

4.3.9. Tren de aterrizaje. Existen diferentes diseños para la disposición del tren de aterrizaje (figura 89).

Figura 89. Disposición del tren de aterrizaje.



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 230.

La mayoría de aviones comerciales para entrenamiento utilizan la configuración tipo triciclo, ya que esta configuración presenta alta estabilidad debido a la ubicación de las ruedas, cercanas al centro de gravedad de la aeronave [7. Pág. 229-230], así mismo, esta configuración permite mantener la aeronave nivelada respecto al suelo, cuando esta esté sobre la pista, permitiendo tener un aterrizaje mucho más cómodo y suave para la aeronave⁴⁷.

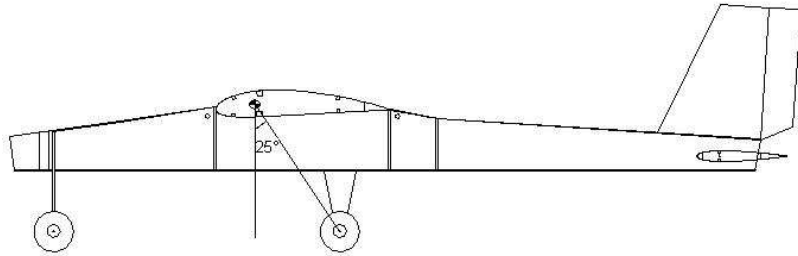
Con esta configuración, el tren principal soportaría el 90% del peso total de la aeronave, mientras que el tren de nariz soportaría solo el restante 10%.

Por esta razón, la aeronave tendrá un tren de aterrizaje tipo triciclo.

La localización del tren de aterrizaje tipo triciclo va dispuesto según lo muestra la figura 90.

⁴⁷ RAYMER. Op. cit., p. 230.

Figura 90. Disposición del tren de aterrizaje.



Para determinar el diámetro de las llantas del tren de aterrizaje, se hace uso de la siguiente ecuación:

$$D_{llanta} = A W_w^B \quad \text{EC. 38}$$

$$Width = A W_w^B \quad \text{EC. 39}$$

Donde,

D_{llanta} : Diámetro de la llanta del tren de aterrizaje.

$Width$: Ancho de la llanta del tren de aterrizaje.

A: Constante que depende del tipo de aeronave (tabla 16).

B: Constante que depende del tipo de aeronave (tabla 16).

W_w : Peso en la llanta.

Tabla 16. Dimensiones estadísticas para las llantas del tren de aterrizaje.

| Main wheels diameter or width (in.) = $A W_w^B$ | Diameter | | Width | |
|-------------------------------------------------|----------|-------|--------|-------|
| | A | B | A | B |
| | | | | |
| General aviation | 1.51 | 0.349 | 0.7150 | 0.312 |
| Business twin | 2.69 | 0.251 | 1.170 | 0.216 |
| Transport/bomber | 1.63 | 0.315 | 0.1043 | 0.480 |
| Jet fighter/trainer | 1.59 | 0.302 | 0.0980 | 0.467 |

Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 233.

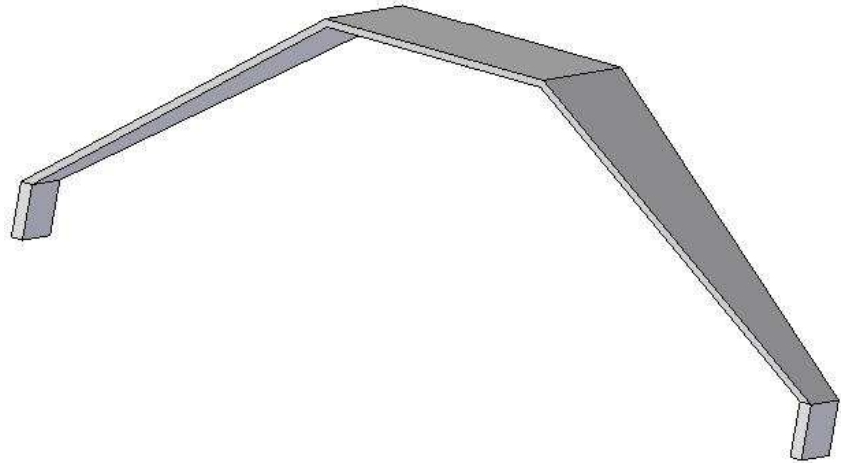
Los valores estadísticos mostrados por la tabla 16, si bien no se encuentra tabulado en ellos los UAV, es posible extender los datos de la aviación general, pues estos dependen básicamente del peso de la aeronave, entonces realizando el cálculo con constantes de aviación general, se tiene que:

$$D_{llanta} = 3.08 \text{ in} = 0.077 \text{ m}$$

$$Width = 1.35 \text{ in} = 0.033 \text{ m}$$

El criterio de selección del tren de aterrizaje, está basado en la experiencia y en la estadística para aeronaves no tripuladas comerciales, así pues, el tren seleccionado ha sido probado y estandarizado para soportar diferentes cargas al aterrizaje y se muestra en la figura 91.

Figura 91. Tren seleccionado para la aeronave.



4.3.10. Análisis aerodinámico. Este análisis se realiza para conocer las características aerodinámicas de las superficies sustentadoras, de control y en general de la aeronave, se tienen en cuenta aspectos importantes como distribución de sustentación, momentos de cabeceo, arrastre producido por los componentes, entre otras.

En algunas de las ecuaciones aerodinámicas incluidas en este capítulo, hacen uso del número de Mach. Este número es una constante a dimensional que relaciona la velocidad del sonido con la velocidad de la aeronave. Así pues la nueva aeronave tendrá un número de Mach de:

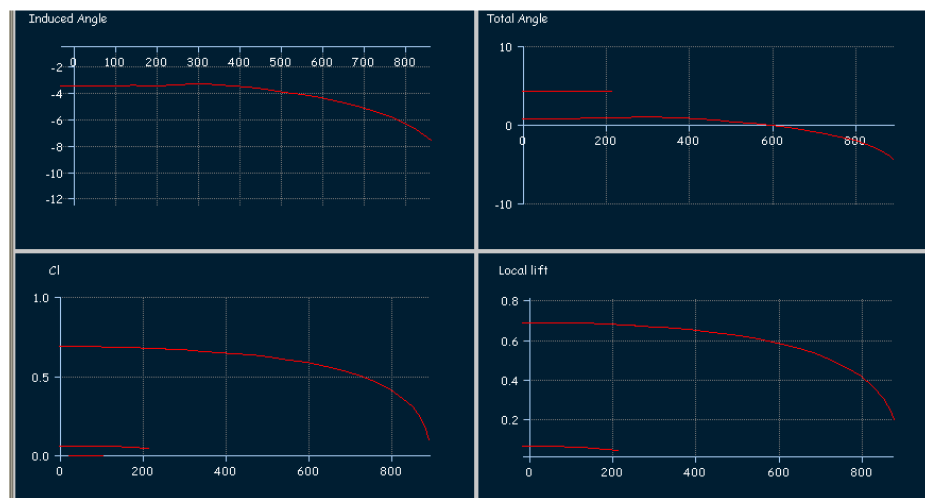
$$M = \frac{V_{aeronave}}{V_{sonido}}$$

EC. 40

$$M = 0.042$$

- Sustentación. Para determinar el comportamiento de la sustentación en el ala, se ha utilizado el software de análisis AVL y XFLR5. Entonces, apoyando el trabajo en estos dos software, se obtiene como resultado lo siguiente:

Figura 92. Resultados para C_L .

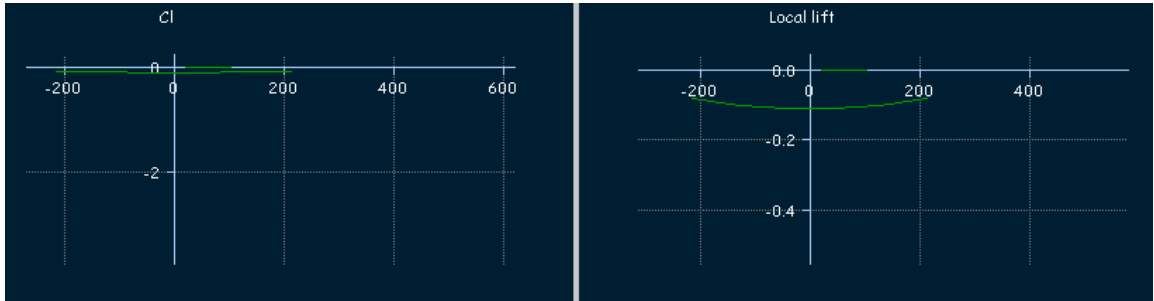


Fuente: DRELA, Mark. XFLR5 [GNU General Public License]. California: Mark Drela. 2000.
 Disponible en internet: <http://xflr5.sourceforge.net>

En la figura 92, se aprecia la distribución de sustentación a lo largo del plano alar, es apreciable que esta fuerza disminuye gradualmente mientras más se acerca a la punta del ala, mostrando con esto la capacidad del ala de que al entrar en pérdida, esta tenga un patrón desde la raíz hasta la punta de la misma.

La distribución de la sustentación, a lo largo del estabilizador horizontal, se aprecia en la figura 93.

Figura 93. Resultados para C_L en el empenaje.

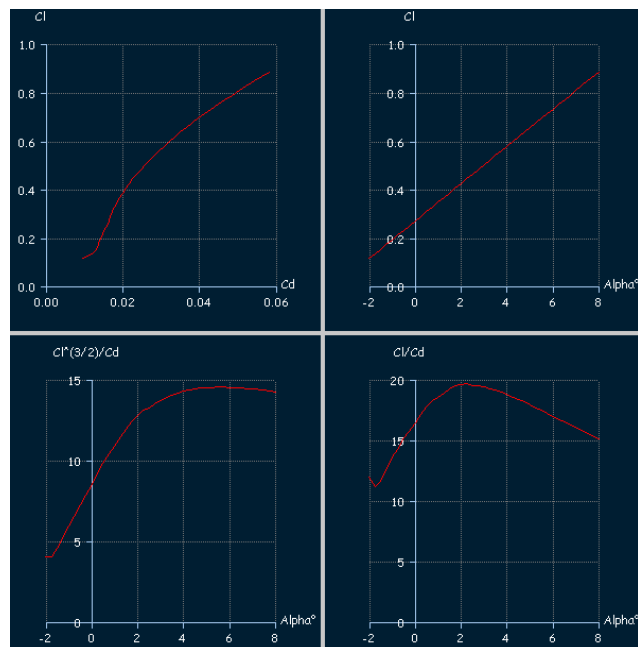


Fuente: DRELA, Mark. XFLR5 [GNU General Public License]. California: Mark Drela. 2000.
Disponible en internet: <http://xflr5.sourceforge.net>

En la figura 93, se aprecia la distribución de sustentación a lo largo del estabilizador horizontal, es apreciable que tiene un valor negativo, pues está diseñado para compensar el momento generado por el ala, por esta razón la fuerza ejercida por este, está orientada en sentido negativo.

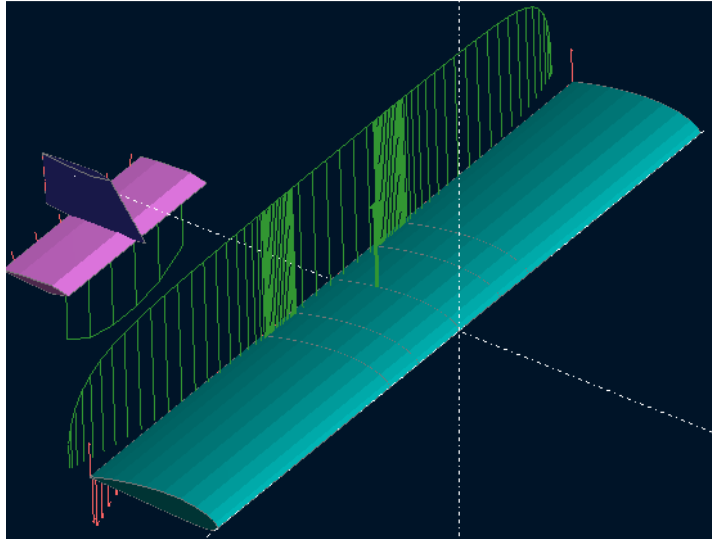
Los resultados obtenidos para la aeronave y el modelo ingresado al software para su análisis se aprecian en la figura 94 y 95 respectivamente.

Figura 94. Resultados obtenidos para la aeronave.



Fuente: DRELA, Mark. XFLR5 [GNU General Public License]. California: Mark Drela. 2000.
Disponible en internet: <http://xflr5.sourceforge.net>

Figura 95. Modelo ingresado a XFLR5 para su análisis.



Fuente: DRELA, Mark. XFLR5 [GNU General Public License]. California: Mark Drela. 2000.
 Disponible en internet: <http://xflr5.sourceforge.net>

En el capítulo 4.3.4 se determinó que $C_L = 0.4861$, para el cálculo de la fuerza de sustentación producida por la aeronave, se utiliza la siguiente ecuación.

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad \text{EC. 41}$$

Entonces, la sustentación generada por la aeronave para vuelo recto y nivelado será:

$$L = C_L \cdot q \cdot S = 35.61 \text{ N}$$

- Arrastre. La resistencia al avance o arrastre, está definida por la siguiente ecuación.

$$D = C_D \cdot q \cdot S \quad \text{EC. 42}$$

Donde,

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad \text{EC. 43}$$

C_D : Coeficiente de arrastre.

C_{D0} : Coeficiente de arrastre parasito.

C_{Di} : Coeficiente de arrastre inducido.

El coeficiente de arrastre inducido, es aquel arrastre generado por las superficies creadoras de sustentación, mientras que el coeficiente de arrastre parasito es aquel arrastre generado por las superficies que están en la aeronave pero que no generan sustentación, entonces:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad \text{EC. 44}$$

Donde,

e : Coeficiente de Oswald.

El coeficiente de Oswald (e), indica que tan eficiente es el ala, esta eficiencia es medida por la uniformidad de la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura de un plano alar. Este parámetro parte de la teoría en donde la distribución de sustentación sobre un plano de forma elíptica equivale a la unidad, ubicando así a las otras formas de plano alar una fracción de esta. Para aeronaves actuales, el coeficiente de Oswald (e) está en el rango de 0.7 a 0.9.

Para este caso, se tomara este coeficiente de Oswald como el menor valor, así se asegura un diseño para el peor de los casos, donde más se genere arrastre. Entonces,

$$C_{Di} = \frac{(0.4861)^2}{\pi \cdot 5.5 \cdot 0.7}$$

$$C_{Di} = 0.019$$

Para la determinación del coeficiente de arrastre parasito, es necesaria la evaluación de la aeronave en un túnel de viento, sin embargo existen métodos estadísticos y matemáticos, que permiten lograr una aproximación al valor real de arrastre parasito.

Luego, cada componente de la aeronave generara un valor de arrastre determinado, entonces el arrastre total será la suma algebraica de cada uno de estos valores, así:

$$C_{Dtotal} = C_{Dala} + C_{Dfus} + C_{Demp} + C_{Dtren} \quad \text{EC. 45}$$

Donde,

C_{Dala} : Coeficiente de arrastre producido por el ala.

C_{Dfus} : Coeficiente de arrastre producido por el fuselaje.

C_{Demp} : Coeficiente de arrastre producido por las superficies del empenaje.

C_{Dtren} : Coeficiente de arrastre producido por el tren de aterrizaje.

- Coeficiente de arrastre producido por el ala. El coeficiente de arrastre producido por el ala, puede ser determinado por:

$$C_{Dala} = C_{D0ala} + C_{DLala} \quad \text{EC. 46}$$

Donde,

C_{D0ala} : Coeficiente de arrastre del ala a cero sustentación.

C_{DLala} : Coeficiente de arrastre del ala debido a la sustentación (coeficiente de arrastre inducido).

$$C_{D0ala} = R_{wf} R_{LS} C_{fw} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet_{ala}}}{S} \quad \text{EC.47}$$

Donde,

R_{wf} : Factor de interferencia ala – fuselaje, puede ser determinado de acuerdo a la figura 97.

R_{LS} : Factor de corrección de la superficie de elevación, puede ser determinado de acuerdo a la figura 98.

C_{fw} : Coeficiente de fricción de la placa plana turbulenta del ala.

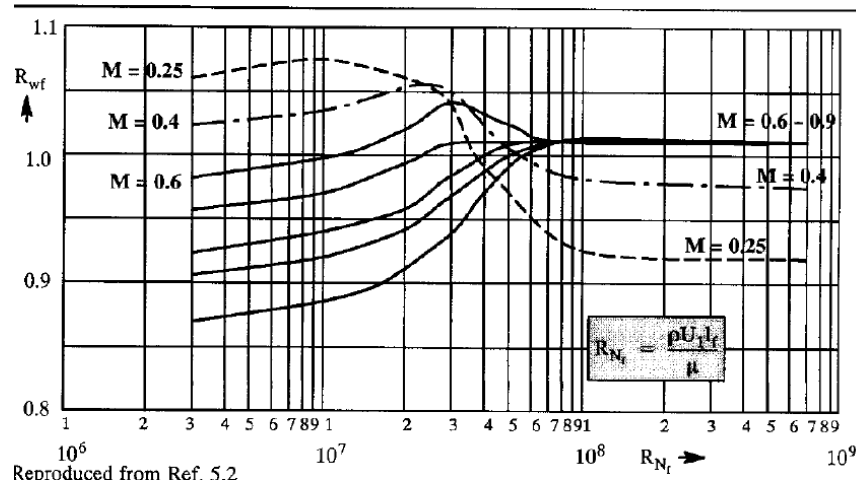
L' : Parámetro de localización del espesor de un perfil aerodinámico.

t/c : Relación de espesor del ala, definido en la cuerda media aerodinámica del área mojada.

$S_{wet_{ala}}$: Área mojada del ala.

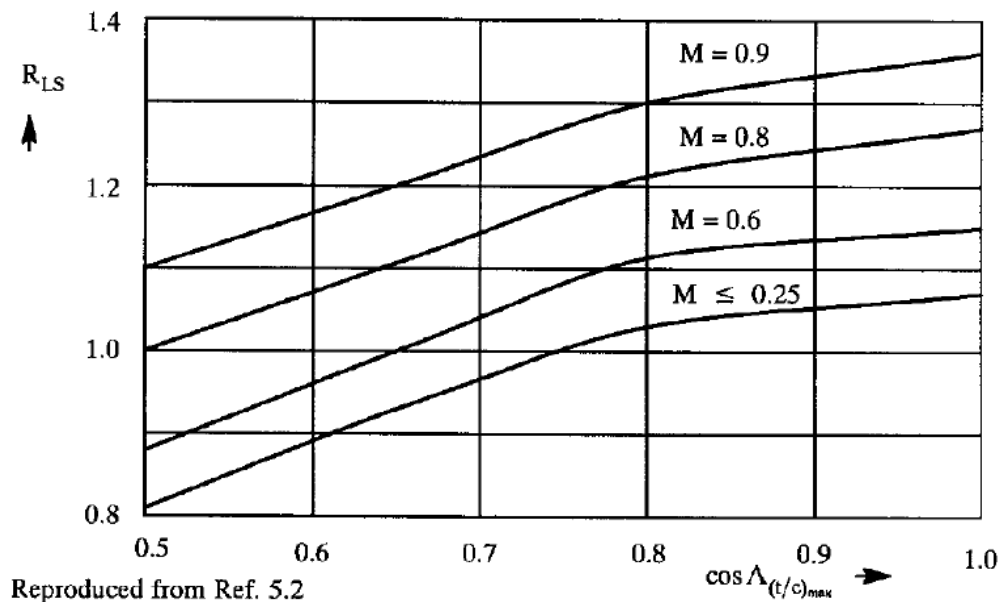
S : Área del ala, también llamada área de referencia.

Figura 96. Factor de interferencia ala – fuselaje en función del número de Reynolds.



Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 151.

Figura 97. Factor de corrección de la superficie de elevación, en función del ángulo de flecha de la línea de $c/4$.

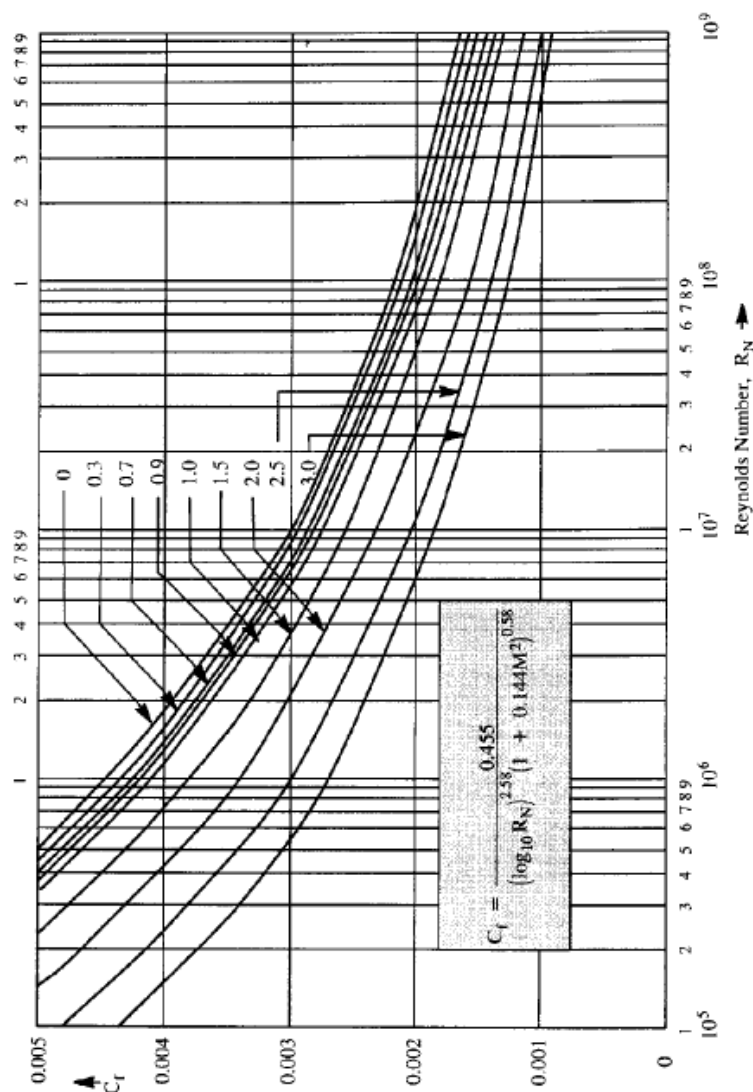


Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 151.

Los valores mostrados por la figura 96, relacionan R_{wf} en función del número de Reynolds, bajo las curvas en relación al número de Mach. Sin embargo el número de Mach de la aeronave no entra en esta clasificación de la figura 96, mas sin embargo puede estimarse un valor máximo de R_{wf} de 1.2 para el proceso de diseño.

En la figura 97, el ángulo de flecha de la línea de $c/4$, es cero, por lo que el valor de R_{LS} será de 0.8.

Figura 98. Coeficiente de fricción de la placa plana turbulenta general en función del número de Reynolds.



Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 152.

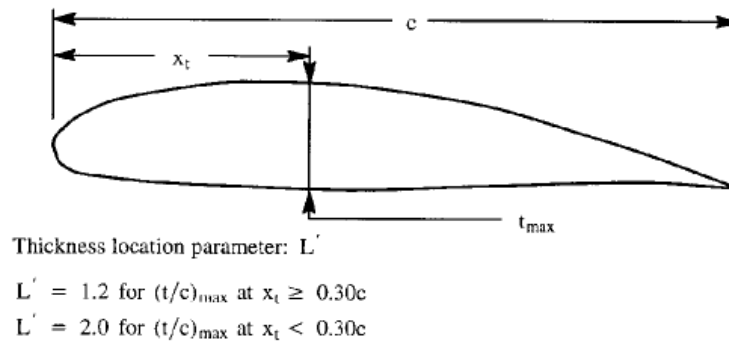
Para determinar el coeficiente de fricción de la placa plana turbulenta del ala, se utiliza la ecuación 45. La figura 98 muestra este valor para diferentes números de Reynolds C_{fw} , mediante la siguiente ecuación:

$$C_{fw} = \frac{0.455}{(\log_{10} R_N)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.58}} \quad \text{EC. 48}$$

Entonces, resolviendo, se tiene que:

$$C_{fw} = 0.0056$$

Figura 99. Parámetro de localización del espesor de un perfil aerodinámico.



Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 153.

La distancia X_t que indica la figura 99, para el caso del perfil de la nueva aeronave, está ubicado sobre el 30% de la cuerda, así pues, $L' = 1.2$

Debido a que el ala de la aeronave es una alta, el área mojada de esta será la misma área de referencia menos el área cubierta por el fuselaje.

$$S_{wet_{ala}} = S - S_{int.fus} \quad \text{EC. 49}$$

$$S_{wet_{ala}} = 0.547 \text{ m}^2$$

Entonces conociendo $t/c = 0.0495$, se determina $C_{D_{0ala}}$.

$$C_{D_{0ala}} = 0.0053$$

Luego,

$$C_{Dala} = 0.0243$$

- Coeficiente de arrastre producido por el fuselaje. El coeficiente de arrastre producido por el fuselaje, puede ser determinado por:

$$C_{Dfus} = C_{Dofus} + C_{DBfus} + C_{DLfus} \quad \text{EC. 50}$$

Donde,

C_{Dofus} : Coeficiente de arrastre del fuselaje a cero sustentación.

C_{DBfus} : Coeficiente de arrastre del fuselaje en la base.

C_{DLfus} : Coeficiente de arrastre del fuselaje debido a la sustentación producida por él.

$$C_{Dofus} = R_{wf} C_{ff} \left[1 + \frac{60}{(l_f/d_f)^3} + 0.0025(l_f/d_f) \right] \frac{S_{wetfus}}{S} \quad \text{EC. 51}$$

Donde,

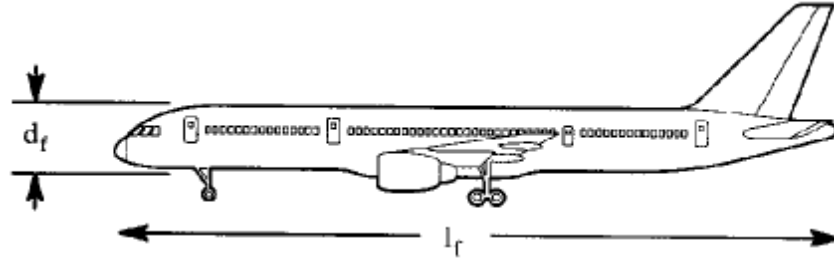
R_{wf} : Factor de interferencia ala – fuselaje, puede ser determinado de acuerdo a la figura 97.

C_{ff} : Coeficiente de fricción de la placa plana turbulenta del fuselaje.

l_f/d_f : Relación de fineza del fuselaje l_f y d_f son mostrados en la figura 100.

S_{wetfus} : Área mojada del fuselaje.

Figura 100. Relación de fineza del fuselaje.



Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 159.

El valor de R_{wf} ya fue determinado anteriormente para el cálculo del coeficiente de arrastre producido por el ala. Para hallar C_{ff} se hace uso de la ecuación 48, a diferencia que el valor del número de Reynolds varía de acuerdo a la longitud del fuselaje, entonces,

$$Re_{fus} = \frac{\rho V L_{fus}}{\mu} \quad \text{EC. 52}$$

Luego el valor de Re para reemplazar en la ecuación 48, será de,

$$Re_{fus} = 1268443$$

Entonces,

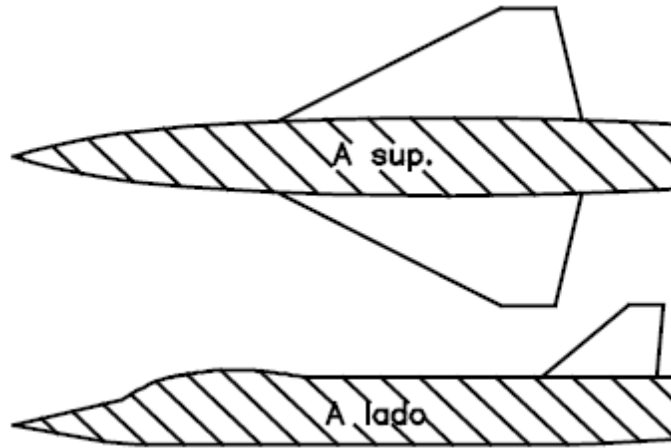
$$C_{ff} = 0.00423$$

La relación l_f/d_f será de:

$$l_f/d_f = 1.29/0.12 = 10.75$$

Para la estimación del área mojada del fuselaje, se hace uso de la ecuación 50. Un ejemplo de área mojada del fuselaje se aprecia figura 101.

Figura 101. Área mojada por el fuselaje.



Fuente: SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali. 2004. p. 124. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

$$S_{wet_{fus}} = k (A_{sup} + A_{lado})/2 \quad \text{EC. 53}$$

$k = \pi$ para sección transversal elíptica.

$k = 4$ para sección transversal cuadrada.

Entonces, utilizando el valor de $k = 4$, el área mojada del fuselaje será:

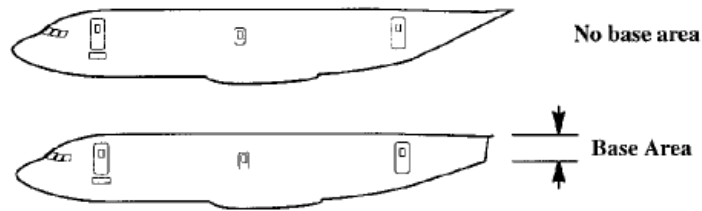
$$S_{wet_{fus}} = 0.492 \text{ m}^2$$

Conociendo este valor se determina, $C_{D_{ofus}}$

$$C_{D_{ofus}} = 0.00456$$

El coeficiente de arrastre del fuselaje en la base $C_{D_{Bfus}} = 0$, pues la nueva aeronave no posee una base terminal en el fuselaje, pues sobre esta se encuentra ubicado su empenaje, así pues, el arrastre producido en esta zona será el de las superficies de cola,

Figura 102. Área de base del fuselaje.



Fuente: ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. p. 160.

Para este diseño, el fuselaje es un cuerpo que no producirá sustentación, por lo tanto, el coeficiente de arrastre del fuselaje debido a la sustentación producida por él será $C_{D_{Lfus}} = 0$.

Luego,

$$C_{Dfus} = 0.00456$$

- Coeficiente de arrastre producido por las superficies del empenaje. El coeficiente de arrastre producido por las superficies del empenaje puede ser determinado por.

$$C_{Demp} = C_{D_{0HT}} + C_{D_{0VT}} \quad \text{EC. 54}$$

Donde,

$C_{D_{0HT}}$: Coeficiente de arrastre generado por el estabilizador horizontal a cero sustentación.

$C_{D_{0VT}}$: Coeficiente de arrastre generado por el estabilizador vertical a cero sustentación.

Para hallar estos valores, se realiza de la misma manera como se halló para el ala, así pues, es posible utilizar la ecuación 47.

$$C_{D_{0HT}} = R_{HTf} R_{LS} C_{fHT} \left[1 + L'(t/c)_{HT} + 100(t/c)_{HT}^4 \right] \frac{S_{wetHT}}{S}$$

Con

$$Re_{HT} = 167159 \quad S_{wet_{HT}} = 0.0867 \quad t/c = 0.12 \quad L' = 1.2 \quad C_{f_{HT}} = 0.0064$$

Entonces,

$$C_{D_{0HT}} = 0.00093$$

$$C_{D_{0VT}} = R_{VTf} R_{LS} C_{f_{VT}} \left[1 + L' (t/c)_{VT} + 100 (t/c)_{VT}^4 \right] \frac{S_{wet_{VT}}}{S}$$

Con

$$Re_{VT} = 204524 \quad S_{wet_{VT}} = 0.051 \quad t/c = 0.12 \quad L' = 1.2 \quad C_{f_{VT}} = 0.0061$$

Entonces,

$$C_{D_{0VT}} = 0.00058$$

Luego,

$$C_{D_{emp}} = 0.00151$$

- Coeficiente de arrastre producido por el tren de aterrizaje.

Se puede calcular mediante la siguiente ecuación:

$$C_{Dtren} = C_{Dllantas} + C_{Dfrontal} \quad \text{EC. 55}$$

Donde,

$C_{Dllantas}$: Coeficiente de arrastre producido por las llantas.

$C_{Dfrontal}$: Coeficiente de arrastre producido por la parte frontal del tren de aterrizaje.

El coeficiente de sustentación del tren de aterrizaje, es posible estimarlo mediante:

$$C_{D_{tren}} = \frac{D}{q} S_{reftren}$$

EC. 56

Donde,

$\frac{D}{q}$: Área frontal del tren de aterrizaje.

$S_{reftren}$: Área de referencia del tren de aterrizaje.

Tabla 17. Valores de $\frac{D}{q}$ para estructuras comunes.

| | $\frac{D}{q}$ Frontal area (Ft ²) |
|----------------------------------------|--------------------------------------------------|
| Regular wheel and tire | 0.25 |
| Second wheel and tire in tandem | 0.15 |
| Streamlined wheel and tire | 0.18 |
| Wheel and tire with fairing | 0.13 |
| Streamline strut ($1/6 < t/c < 1/3$) | 0.05 |
| Round strut or wire | 0.30 |
| Flat spring gear leg | 1.40 |
| Fork, bogey, irregular fitting | 1.0–1.4 |

Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 287.

De la tabla 17, tomando los valores de 0.25 para las llantas y 1.4 para el tren, se tiene que:

$$C_{D_{llantas}} = 0.0625$$

$$C_{D_{frontal}} = 0.0336$$

Luego,

$$C_{D_{tren}} = 0.0961$$

Luego, retomando la ecuación 51, y resolviendo, se tiene que:

$$C_{D_{total}} = C_{D_{dala}} + C_{D_{fus}} + C_{D_{demp}} + C_{D_{tren}}$$

$$C_{D_{total}} = 0.0243 + 0.00456 + 0.00151 + 0.0961$$

$$C_{Dtotal} = 0.12647$$

Con este valor, y retomando la ecuación 42, se tiene que:

$$D = C_D \cdot q \cdot S$$

Luego,

$$D = 9.26 \text{ N}$$

Conociendo este valor de arrastre, es posible encontrar la potencia requerida por la aeronave para vuelo recto y nivelado, así:

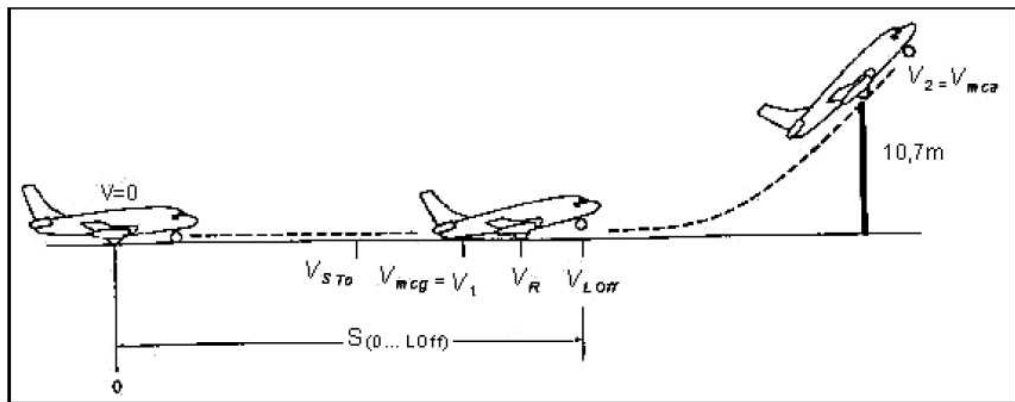
$$P_{REQ} = D \cdot V \quad \text{EC. 57}$$

Luego,

$$P_{REQ} = 132.97 \text{ J/s}$$

4.3.11. Cálculo de velocidades en despegue.

Figura 103. Velocidades involucradas en el despegue.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 152. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación "Marco Fidel Suarez". Facultad de ingeniería.

- Velocidad de pérdida (V_{stall}). Es la velocidad que se adquiere desde que la aeronave acelera en velocidad igual a 0, hasta algún punto donde alcanza la velocidad de pérdida de sustentación en el plano.

Haciendo uso de la Ecuación 30, se tiene que:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{To}[N]}{\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right] \cdot S[m^2] \cdot C_{Lmax}}}$$

De la tabla de atmosfera estándar (Anexo A),

$$\rho = 1.2250037 \frac{kg}{m^3}$$

Entonces,

Con $C_{Lmax} = 1.3727$

$$V_{stall} = 8.39 \text{ m/s}$$

- Velocidad mínima de maniobra en tierra (V_{mcg}). Es la velocidad mínima en la que las fuerzas aerodinámicas empiezan a actuar, dando de esta forma un control mínimo de la aeronave.

$$V_{mcg} = 1.1 V_{stall} [m/s] \quad \text{EC. 58}$$

$$V_{mcg} = 9.229 \text{ m/s}$$

- Velocidad de decisión (V_1). Es la velocidad de falla del motor crítica, se toma como referencia en la decisión de continuar o abortar el despegue en caso de falla.

$$V_1 = V_{mcg} \quad \text{EC. 59}$$

$$V_1 = 9.229 \text{ m/s}$$

- Velocidad de despegue ($V_{LiftOff}$). Es la velocidad en la cual la aeronave despega el tren principal del suelo.

$$V_{Liftoff} = 1.2 V_{stall} [m/s] \quad \text{EC. 60}$$

$$V_{Liftoff} = 10.068 \text{ m/s}$$

- Velocidad de rotación (V_R). Es la velocidad en la cual se debe hacer el movimiento del elevador para que la aeronave induzca un ángulo de ataque positivo.

$$V_R = 0.95 V_{Liftoff} [m/s] \quad \text{EC. 61}$$

$$V_R = 9.5646 \text{ m/s}$$

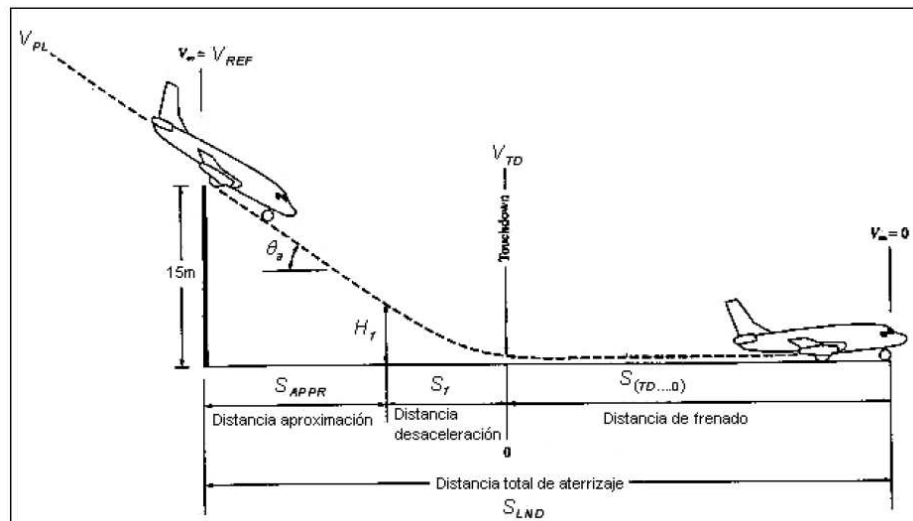
- Velocidad mínima de maniobra en el aire (V_{mca}). Es la mínima velocidad en la que se puede tener control del momento sobre el eje transversal de la aeronave en el aire.

$$V_{mca} = 1.2 V_{Liftoff} [m/s] \quad \text{EC. 62}$$

$$V_{mca} = 12.0816 \text{ m/s}$$

4.3.12. Cálculo de velocidades en aterrizaje.

Figura 104. Velocidades y distancias involucradas en el aterrizaje.



Fuente: MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. p. 160. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación “Marco Fidel Suarez”. Facultad de ingeniería.

- Velocidad de pérdida en aterrizaje ($V_{stallLanding}$). Es la misma velocidad de pérdida descrita anteriormente, pero para el proceso de aterrizaje el cambio significativo es sobre el peso total de la aeronave en aterrizaje. En una situación ideal se asume que este peso es cuando el tanque de combustible se encuentre vacío, pero para efectos de diseño se asume un aterrizaje con tanque lleno, diseñando de esta manera para el peor de los casos.

$$V_{stallLanding} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{Landing}[N]}{\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right] \cdot S[m^2] \cdot C_{Lmax}}}$$

Luego, para diseño,

$$V_{stallLanding} = V_{stall}$$

- Velocidad de contacto (V_{TD}). Es la velocidad que tiene la aeronave cuando su tren de aterrizaje hace contacto con la pista.

$$V_{TD} = 1.15 V_{stallLanding} [m/s] \quad \text{EC. 63}$$

$$V_{TD} = 9.648 \text{ m/s}$$

- Velocidad de planeo (V_{PL}). Es la velocidad que mantiene a la aeronave en el aire el mayor tiempo posible, para recorrer la mayor distancia horizontal.

$$V_{PL} = V_{crucero} \cdot \sqrt{\cos \theta} \quad \text{EC. 64}$$

$$V_{PL} = 14.36 \text{ m/s}$$

- Velocidad de referencia (V_{ref}). Es la velocidad que tiene la aeronave cuando esta pasa por encima de un obstáculo definido a una altura de 15 m.

$$V_{ref} = 1.3 V_{stallLanding} \quad \text{EC. 65}$$

$$V_{ref} = 10.907 \text{ m/s}$$

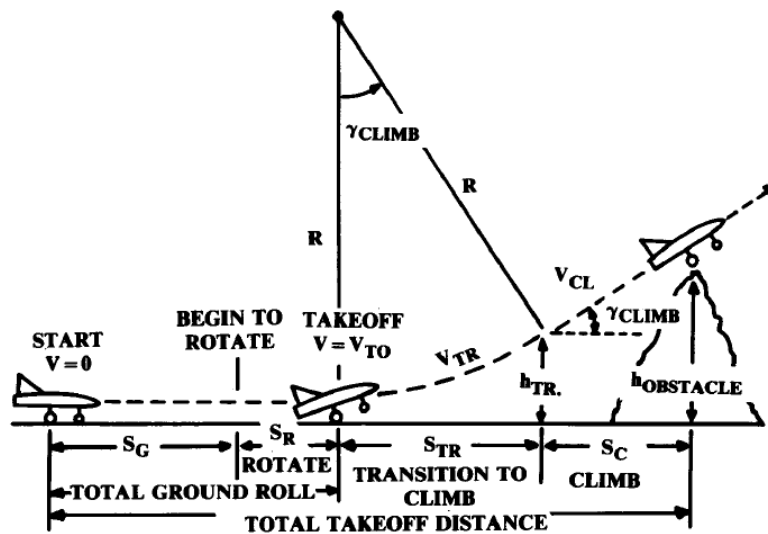
- Velocidad de desaceleración (V_f). Es la velocidad en la que la aeronave desacelera para alcanzar transitoriamente la velocidad de pérdida.

$$V_f = 1.23 V_{stallLanding} \quad \text{EC.66}$$

$$V_f = 10.3197 \text{ m/s}$$

4.3.13. Cálculo de distancia de recorrido en despegue.

Figura 105. Distancia recorrida por una aeronave en el despegue.



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 485.

En la figura 105 se observa la distancia total recorrida por una aeronave, medida desde el punto donde su velocidad es igual a cero, hasta alcanzar a sobrepasar un obstáculo con una altura de 10.7 m. Es la suma de la distancia en la carrera de decolaje, la distancia de rotación, la distancia de transición al ascenso y la distancia de ascenso final, así:

$$S_{TO} = S_G + S_R + S_{TR} + S_C \quad \text{EC. 67}$$

Donde,

S_G : Distancia recorrida en la carrera de decolaje.

S_R : Distancia de rotación.

S_{TR} : Distancia de transición al ascenso.

S_C : Distancia de ascenso final.

- Carrera de decolaje. Es la distancia necesaria que necesita la aeronave para alcanzar la velocidad optima de despegue. Esta dada por la siguiente ecuación:

$$S_G = \frac{1}{2 \cdot g \cdot K_A} \ln \left(1 + \frac{K_A}{K_T} \cdot V_{LiftOff}^2 \right) \quad \text{EC. 68}$$

Donde,

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/S)} (\mu C_L - C_{D0} - K C_L^2) \quad \text{EC. 69}$$

$$K_T = \left(\frac{T}{W} \right) - \mu \quad \text{EC. 70}$$

μ : Coeficiente de fricción sobre suelo.

La superficie sobre la cual se realiza el análisis de despegue y aterrizaje es sobre superficie dura, por lo tanto el valor típico para μ es 0.03⁴⁸.

Resolviendo las ecuaciones 69 y 70 y reemplazando en 68, se tiene que:

$$K_A = -0.00023 \text{ s}^2/\text{m}^4$$

$$K_T = 1.32$$

Luego,

$$S_G = 3.94 \text{ m}$$

- Distancia de rotación. Adicional a este valor hallado (S_G), se toma un valor de seguridad, que es lo que toma la aeronave en levantar el estabilizador para

⁴⁸ RAYMER, Op. cit., p. 486.

inducir un ángulo de ataque, este valor usualmente para aeronaves pequeñas se toma como 1 s^{49} , entonces, luego la distancia de rotación será:

$$S_R = V_R \cdot 1s \quad \text{EC. 71}$$

Luego,

$$S_R = 9.5646 \text{ m}$$

- Distancia de transición al ascenso. Durante la transición, la aeronave acelera desde la velocidad de decisión ($1.1V_{stall}$) hasta la velocidad de despegue ($1.2V_{stall}$). El promedio de velocidad durante la transición es cerca de $1.15V_{stall}$. “El promedio del coeficiente de sustentación puede ser asumido alrededor del 90% del C_{Lmax} de la aeronave”⁵⁰ luego,

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1/2 \rho S (0.9 C_{Lmax}) (1.15 V_{stall})^2}{1/2 \rho S C_{Lmax} V_{stall}^2} \quad \text{EC. 72}$$

$$R = 0.205 V_{stall}^2 \quad \text{EC. 73}$$

$$\sin \gamma_{climb} = \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \quad \text{EC. 74}$$

$$S_T = R \sin \gamma_{climb} \quad \text{EC. 75}$$

$$h_{TR} = R(1 - \cos \gamma_{climb}) \quad \text{EC. 76}$$

Donde,

n : Promedio de aceleración vertical en términos de las cargas.

R : Radio imaginario inherente a la curva de la trayectoria de despegue.

T : Empuje generado por el sistema de propulsión.

W : Peso de la aeronave.

⁴⁹ Ibid., p. 487.

⁵⁰ Ibid., p. 487.

S_T : Distancia de transición al ascenso.

h_{TR} : Altura mínima de primer obstáculo.

γ_{climb} : Angulo de ascenso.

Entonces, resolviendo las ecuaciones 72, 73, 74, 75 y 76 se tiene que:

$$\begin{aligned}n &= 1.2 \\R &= 14.43 \text{ m} \\ \gamma_{climb} &= 59.27^\circ \\ S_T &= 12.4 \text{ m} \\ h_{TR} &= 7.05 \text{ m}\end{aligned}$$

- Distancia de ascenso final. Es la distancia recorrida horizontalmente hasta que la aeronave supera la altura de un obstáculo de 10.7 m⁵¹, está definida por la siguiente ecuación:

$$S_C = \frac{h_{obstaculo} - h_{TR}}{\tan \gamma_{climb}} \quad \text{EC. 77}$$

Donde,

$h_{obstaculo}$: Altura de obstáculo imaginario, igual a 10.7 m.

Resolviendo la ecuación 77, se tiene que:

$$S_C = 2.17 \text{ m}$$

Finalmente, la distancia total recorrida en despegue, será:

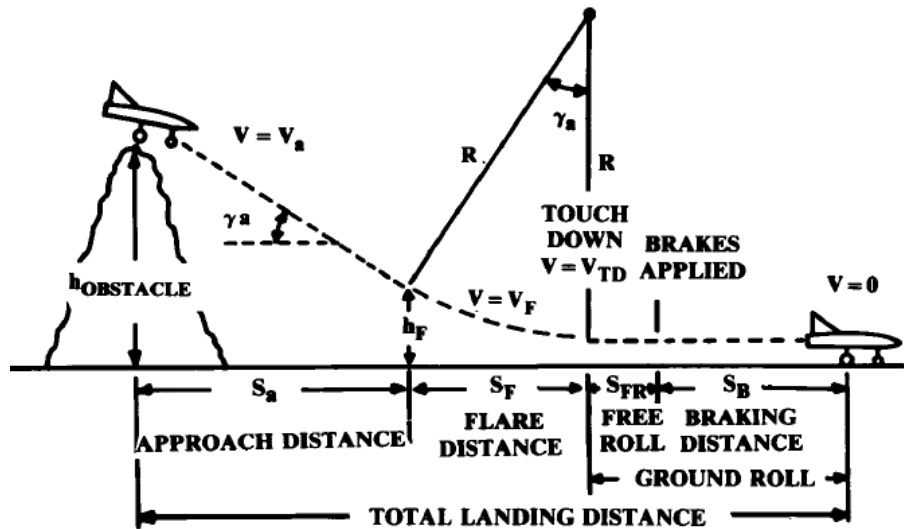
$$S_{TO} = 3.94 + 9.5646 + 12.4 + 2.17$$

$$S_{TO} = 28.0746 \text{ m}$$

⁵¹ Ibíd., p. 488.

4.3.14. Cálculo de distancia de recorrido en aterrizaje.

Figura 106. Distancia recorrida por una aeronave en el aterrizaje.



RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. p. 490.

En la figura 106 se observa la distancia total recorrida por una aeronave, medida desde el punto donde el vehículo alcanza un obstáculo con una altura de 15 m hasta lograr que su velocidad sea cero. Es la suma de la distancia de aproximación, la distancia de destello, la distancia de libre movimiento y la distancia de frenado, así:

$$S_{Landing} = S_a + S_F + S_{FR} + S_B \quad \text{EC. 78}$$

Donde,

S_a : Distancia de aproximación.

S_F : Distancia de destello.

S_{FR} : Distancia de libre movimiento.

S_B : Distancia de frenado.

Usando la ecuación 74, se halla el ángulo de aproximación, analizando para el peor caso, cuando el tanque combustible aun sigue lleno, entonces, este ángulo será el mismo ángulo de ascenso.

$$\gamma_a = \gamma_{climb} \quad \text{EC. 78}$$

Teniendo en cuenta la velocidad de contacto (V_{TD}) y la velocidad de desaceleración (V_f), se halla entonces el radio de giro mediante la ecuación 73, usando la velocidad de desaceleración (V_f), entonces:

$$R = 0.205 V_f^2$$

$$R = 21.83 \text{ m}$$

Ahora, utilizando la ecuación 76, es posible hallar h_f

$$h_f = R(1 - \cos \gamma_a)$$

$$h_f = 10.67 \text{ m}$$

La distancia de aproximación (S_a), se determina mediante la ecuación 77

$$S_a = \frac{h_{obstaculo} - h_F}{\tan \gamma_{climb}}$$

$$S_a = 4.72 \text{ m}$$

Mediante la utilización de la ecuación 75 es posible hallar la distancia de destello (S_F).

$$S_F = R \sin \gamma_a$$

$$S_F = 18.76 \text{ m}$$

La distancia de libre movimiento es calculada para aeronaves que poseen sistema de frenos en sus llantas, para este caso no será así, pues, la aeronave terminara su recorrido por la acción de la fricción en sus llantas. Luego,

$$S_{FR} = 0 \text{ m}$$

Finalmente para la distancia de frenado, se asume un tiempo de parada de la aeronave una vez toque suelo, y que la fricción de las llantas la lleven a su posición final, usualmente para aeronaves no tripuladas, este valor se asume de 1 a 3 segundos, a la velocidad de contacto. Entonces:

$$S_B = 2s \cdot 9.648 \text{ m/s}$$

$$S_B = 19.29 \text{ m}$$

Finalmente, la distancia total recorrida en aterrizajes, será:

$$S_{Landing} = 4.72 + 18.76 + 19.29$$

$$S_{Landing} = 42.77 \text{ m}$$

4.4. DISEÑO DETALLADO

En esta fase de diseño, ya la configuración de la aeronave está determinada y se prosigue con la determinación de la estructura final para ser fabricada, se hacen pequeños análisis de esfuerzos, consumo de energía eléctrica y se presenta el producto final para las pruebas de vuelo, así mismo se bosqueja pruebas virtuales de la aeronave mediante su modelo dinámico de vuelo.

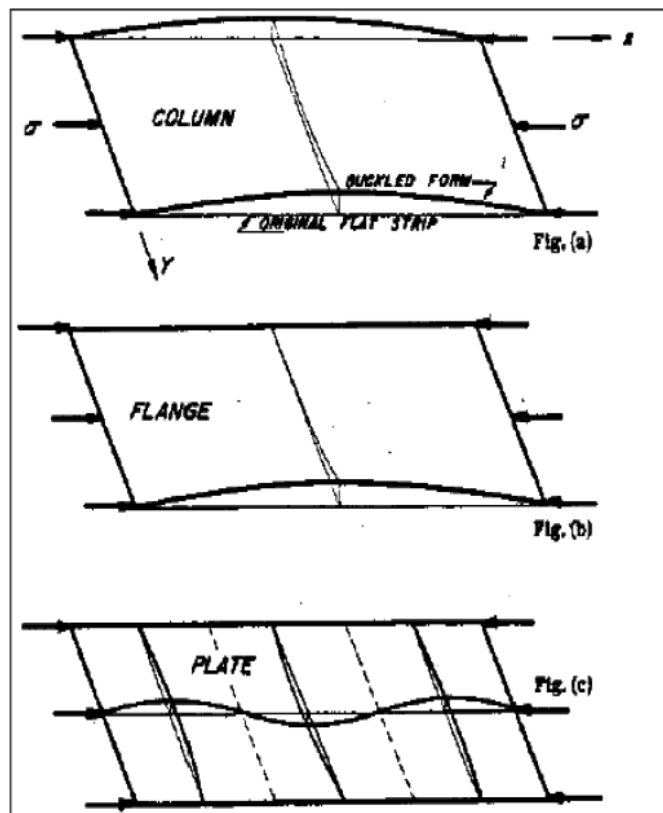
En esta sección entra en consideración los materiales de fabricación de la aeronave. Existen numerosos materiales en el mercado para aeronaves UAV, sin embargo, muchos de los que presentan excelentes características de peso, maleabilidad, dureza, etc. Son relativamente costosos, e incluyen un manejo que requiere bastante experiencia.

Para este caso, el material de fabricación será en madera balsa (anexo B), comúnmente utilizada en la fabricación de modelos a escala de diferentes vehículos, y que su ligereza y fácil manejo, hacen posible el vuelo de muchos UAV tipo prototipo, además de su bajo costo y fácil consecución en el mercado.

El anexo H muestra el prototipo de la aeronave construida, con la que se realizó los diferentes vuelos de prueba.

4.4.1. Cantidad de perfiles para el ala y las superficies de cola. Para el análisis de la distribución de costillas en el plano alar, es necesario conocer si la placa formada por los largueros y la piel sufren deformación por pandeo (buckling), causada por las cargas de compresión y tensión. En la figura 107 se muestran las posibles deformaciones que se pueden presentar en una placa.

Figura 107. Posibles deformaciones de una placa sometida a fuerzas de tensión.



Fuente: BRUHN, E. ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLES STRUCTURES. U.S.A: Jacobs Publishing, 1973. p. C5.1.

La ecuación que determina el pandeo en una superficie es la siguiente:

$$F_{Ccr} = \frac{\pi \cdot K_C \cdot E}{12(1-\nu_e^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^3 \quad \text{EC. 79}$$

Donde,

K_C : Coeficiente de pandeo, del cual dependen las condiciones de borde de la superficie y la relación de aspecto de la placa.

E : Modulo de elasticidad del material.

ν : Modulo de poisson.

b : Dimensión más pequeña de la placa o el borde sobre el que se está ejerciendo la carga.

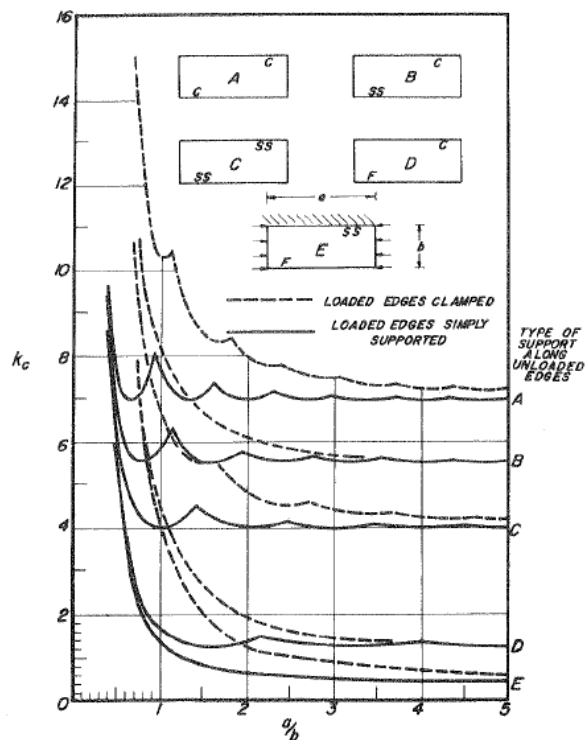
t : Espesor de la placa.

Entonces, si se toma una placa del plano, con dimensiones $a = 0.89 \text{ m}$ y $b = 0.33 \text{ m}$ (cuerda del plano alar), se tiene que.

$$\frac{a}{b} = \frac{0.89}{0.33} = 2.7$$

Con este valor se procede a buscarlo en la figura 108, donde se relacionan valores de K_C para diferentes valores de $\frac{a}{b}$.

Figura 108. Coeficiente de pandeo por compresión en placas paralelas.



Fuente: BRUHN, E. ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLES STRUCTURES. U.S.A: Jacobs Publishing, 1973. p. C5.2.

Relacionando el valor obtenido para $\frac{a}{b}$, y tomando como referencia la curva C (para una placa rectangular que soporta cargas de torsión), se obtiene que el valor para K_C es:

$$K_C = 4$$

En esta parte se deben tener en cuenta el material de fabricación de la aeronave, para este caso, madera balsa, presenta las siguientes características.

$$E = 1 \text{ MPa}$$

$$V_e = 0.48$$

Ambos valores tomados en trabajo perpendicular al grano, donde la madera presenta las inferiores características⁵². Entonces, tomando un espesor de la placa de $t = 0.002 \text{ m}$, y resolviendo la ecuación 79, se tiene que:

$$F_{Ccr} = 21854.55 \text{ Pa}$$

Para que la viga no sufra pandeo, F_{Ccr} tiene que ser mayor que f_c $f_c \leq F_{Ccr}$. f_c es la cantidad de esfuerzo de compresión transmitido hacia el centroide de la sección transversal de la viga, y se define mediante la siguiente ecuación.

$$f_c = f_{c1} + f_{c2} \quad \text{EC. 80}$$

Donde,

$$f_{c1} = \frac{M \cdot C}{I} \quad \text{EC. 81}$$

Donde,

M : Momento flector.

C : Radio máximo de aplicación de la carga.

I : Momento de inercia del área transversal.

⁵² DOYLE, D. DROW y J. McBURNEY, R. ELASTIC PROPERTIES OF WOOD: The Young's Moduli, Moduli of Rigidity, and Poisson's Ratios of Balsa and Quipo. Madison: United States department of agriculture forest service, 1962. p. 19.

$$f_{c2} = \frac{F_A}{A_T} \quad \text{EC. 82}$$

Donde,

F_A : Fuerza de tensión o compresión aplicada.

A_T : Área total de la sección transversal.

Luego, hallando el momento de inercia de la viga (ecuación 83) y desarrollando las ecuaciones 81 y 82, reemplazando en la ecuación 80 se tiene que:

$$I = \frac{2}{3}bh^3 \quad \text{EC. 83}$$

$$f_{c1} = 4.157 \text{ MPa}$$

$$f_{c2} = 4.905 \text{ MPa}$$

$$f_c = 9.062 \text{ MPa}$$

Con esto tenemos que

$$f_c > F_{Ccr}$$

Por lo tanto si se coloca un perfil en la posición de $a = 0.89 \text{ m}$, la estructura no soportaría el pandeo, por lo tanto se realiza una cantidad de iteraciones hasta que el valor de f_c sea menor a F_{Ccr} .

Entonces, haciendo uso del software Matlab, se ha creado un script donde se realizan estas iteraciones hasta encontrar el valor donde $f_c < F_{Ccr}$ (Anexo F), arrojando como resultado una distancia de colocación de cada costilla de 0.89 m .

De esta manera se llega a la conclusión que la cantidad de costillas necesarias para el plano alar es de:

$$Num_{Costillas} = \frac{b}{d_{separacion}} \quad \text{EC. 84}$$

Donde,

b : Envergadura del plano alar.

$d_{separacion}$: Distancia de separación de cada costilla

Luego, desarrollando se tiene que:

$$Num_{CostillasAla} = 20$$

Este mismo procedimiento se repite para las superficies de cola y se obtiene lo siguiente:

$$Num_{CostillasEH} = 10$$

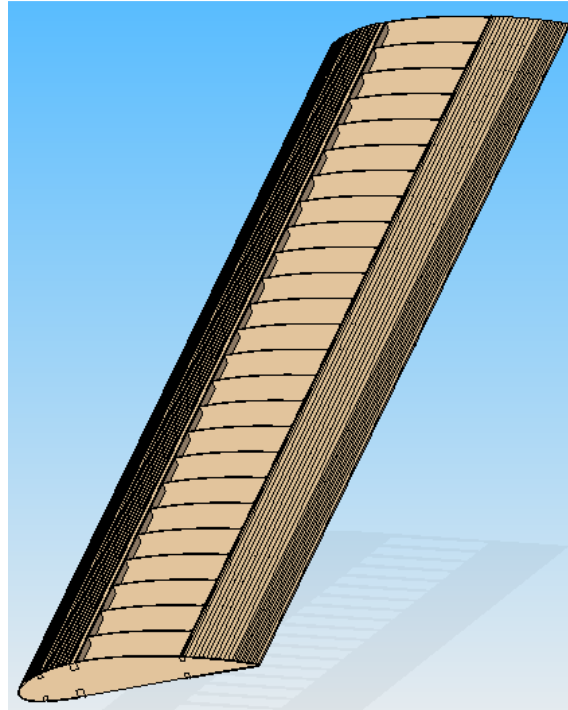
$$Num_{CostillasEV} = 3$$

4.4.2. Análisis de estructuras. En secciones anteriores, se obtuvo las dimensiones y la configuración de la aeronave, así como también se determinó el material a utilizar para la misma, ahora bien, es necesario considerar si la estructura con la cual se diseñó la aeronave en realidad soportaría los esfuerzos a los que se verá sometido en vuelo.

Existen diferentes métodos matemáticos para el análisis estructural de una aeronave, mas sin embargo existe además software que facilita este trabajo y ofrece una exactitud bastante grande, además de que no es necesario entrar en grandes cálculos matemáticos para ello.

Entonces, haciendo uso del programa de análisis de materiales finitos ALGOR, se determinará si los componentes de la aeronave no sufrirán deformaciones durante el vuelo. Así pues, realizando un modelo 3D del ala y haciendo análisis de elementos finitos mediante ALGOR. Se comprobará la estructura de la misma.

Figura 109. Modelo 3D del ala, en Solid Edge.



Las fuerzas de tensión para ser aplicadas al ala se determinan de acuerdo a valores de factores de carga de aeronaves tipo entrenamiento, que usualmente varían en un rango de $3g$ a $5g$. Tomando el valor máximo y aplicando las cargas en las puntas de las alas, donde se genera mayor deformación, se tiene que:

Figura 110. Modelo para análisis en ALGOR.

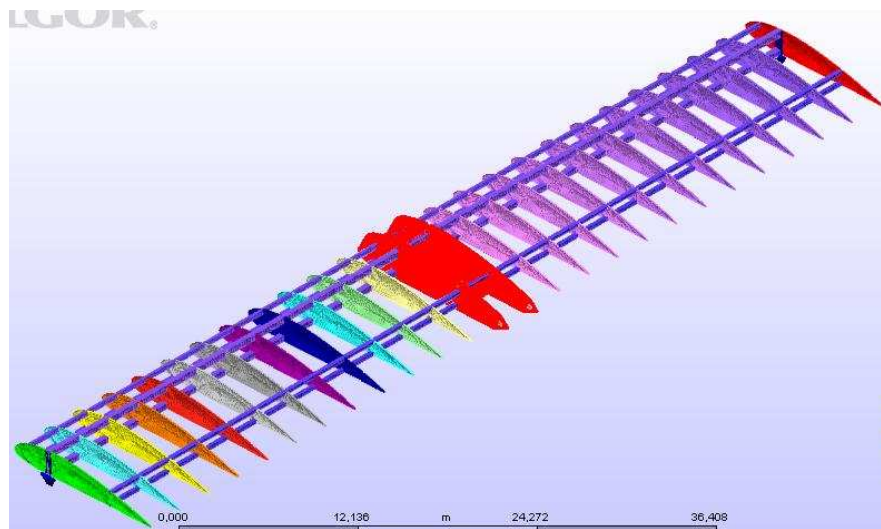


Figura 111. Resultados mostrados por el análisis en ALGOR.

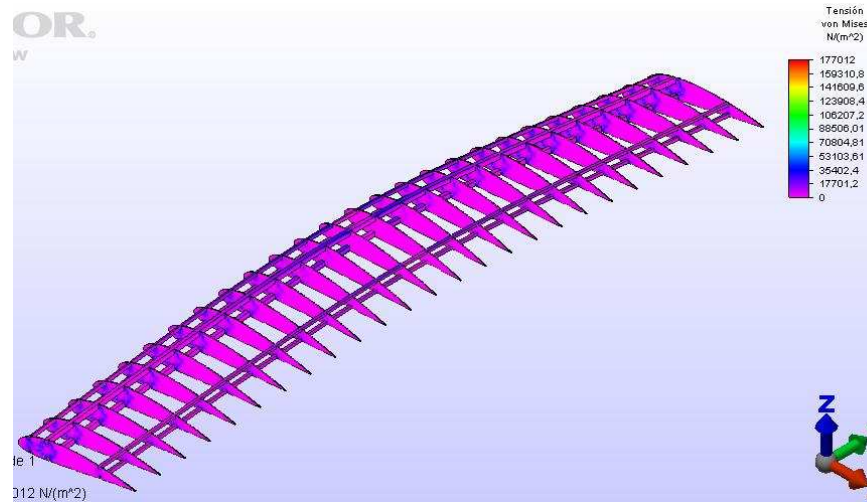
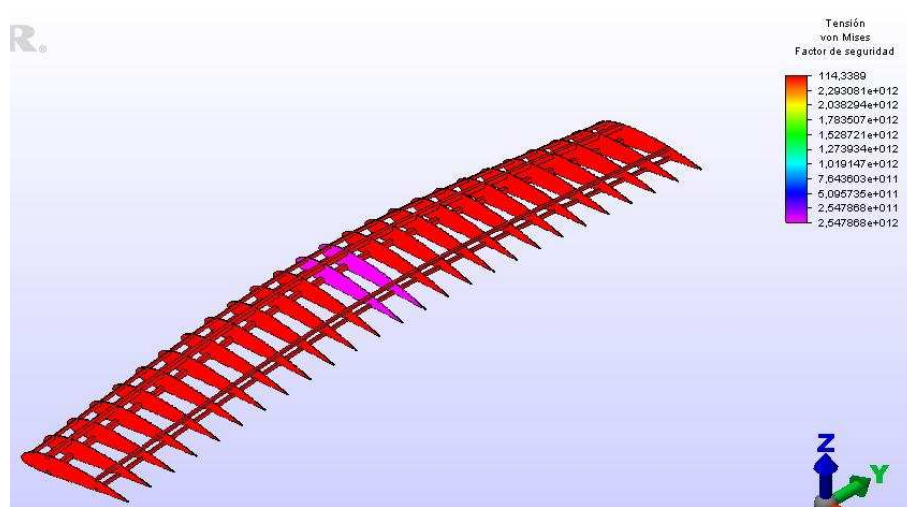


Figura 112. Factor de seguridad dado por el análisis en ALGOR.



El análisis en ALGOR, da como resultado un factor de seguridad de 6 para toda la superficie del ala, de esta manera, se asegura, que las tensiones a la cual fue expuesta el ala, pueden ser soportadas por la misma sin riesgo a sufrir fractura en algunas de las vigas. De esta manera se llega a la conclusión de que el ala puede ser construida.

De igual forma se realiza el análisis para el estabilizador horizontal. Así pues, realizando el análisis con ALGOR, para el estabilizador horizontal, se tiene que:

Figura 113. Modelo para análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal.

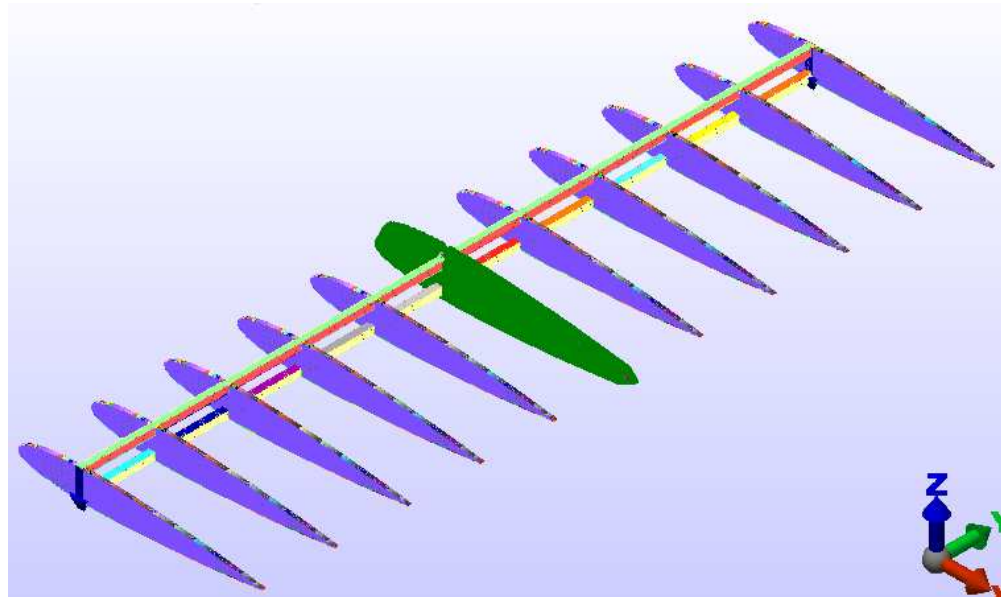


Figura 114. Resultados mostrados por el análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal.

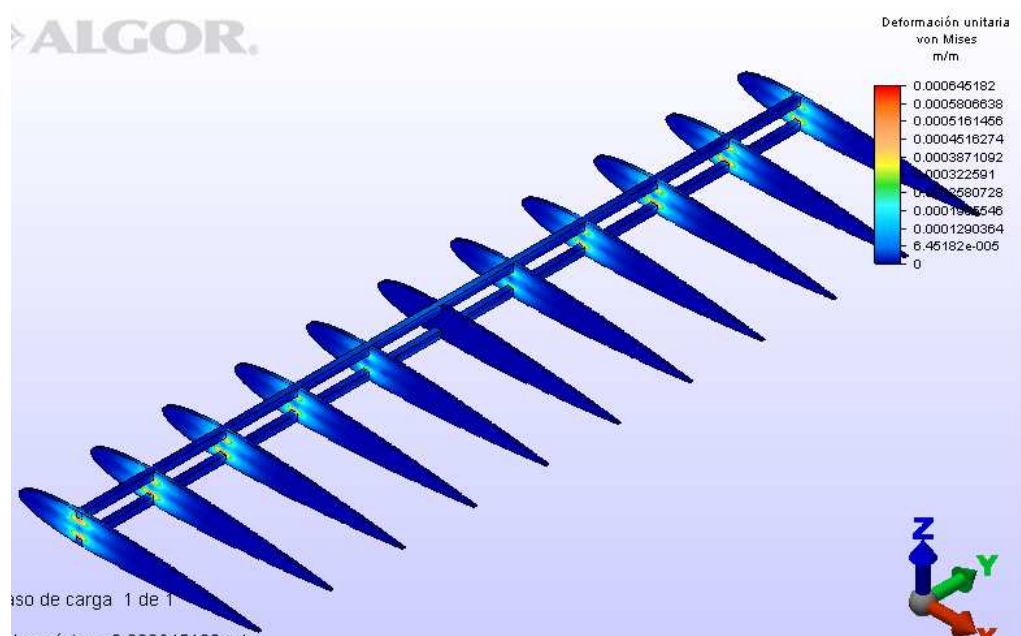


Figura 115. Factor de seguridad dado por el análisis en ALGOR. Estabilizador horizontal.

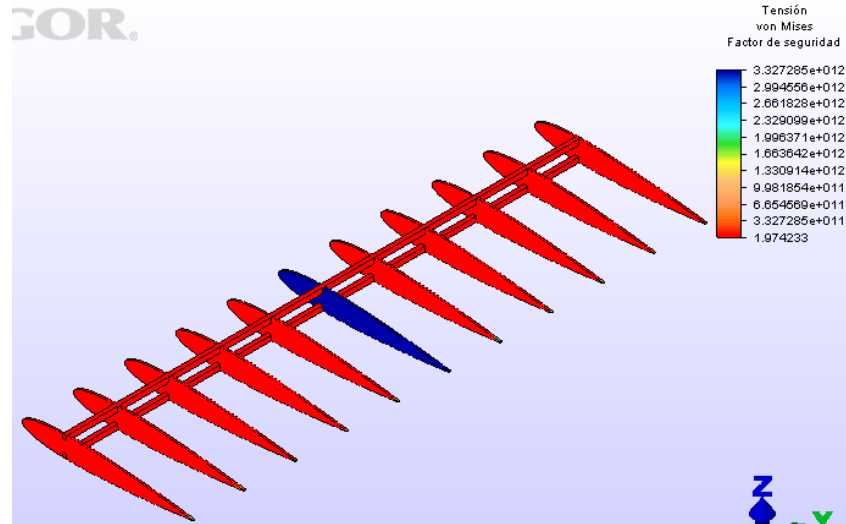
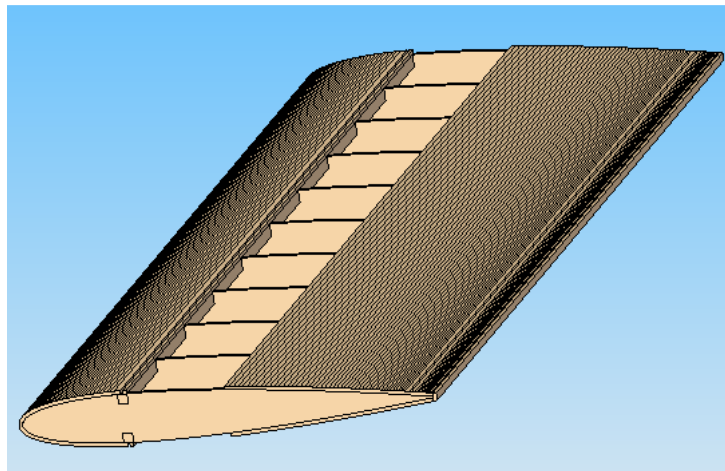


Figura 116. Modelo 3D del estabilizador horizontal, en Solid Edge.



El análisis en ALGOR, da como resultado un factor de seguridad de 1.98 para toda la superficie del estabilizador horizontal, de esta manera, se asegura, que las tensiones a la cual fue expuesto el estabilizador horizontal, pueden ser soportadas por el mismo sin riesgo a sufrir fractura en algunas de las vigas. De esta manera se llega a la conclusión de que el estabilizador horizontal puede ser construido, cabe anotar que los valores de carga expuestos para el estabilizador horizontal fueron de la misma magnitud que los del ala, por lo que se puede apreciar en el resultado del factor de seguridad.

4.4.3. Consumo de energía eléctrica. Para calcular el consumo de energía eléctrica, es necesario primero determinar los elementos que necesitaran de ella.

Estos elementos, serán los que generaran movimientos a las superficies de control y el sistema de recepción de datos. Entonces, la aeronave dispondrá de:

Tabla 18. Consumo eléctrico de la aeronave en vuelo.

| Elemento | Función | Consumo eléctrico (mAh) | Voltaje (V) |
|--------------|---------------------------------------------------------------------|-------------------------|-------------|
| Receptor | Recibir datos de control en tierra | 500 | 4.8 – 6 |
| Servomotor 1 | Generador de movimiento para el timón y la rueda del tren de nariz. | 1000 | 4.8 – 6 |
| Servomotor 2 | Generador de movimiento para el elevador. | 1000 | 4.8 – 6 |
| Servomotor 3 | Generador de movimiento para control del motor. | 1000 | 4.8 – 6 |
| Servomotor 4 | Generador de movimiento para un alerón. | 1000 | 4.8 – 6 |
| Servomotor 5 | Generador de movimiento para un alerón. | 1000 | 4.8 – 6 |

Conociendo el consumo eléctrico de cada componente, se calcula la capacidad de energía eléctrica necesaria para cubrir el endurance requerido. Así pues,

$$Consumo = 5500mAh \cdot \frac{1h}{60min} \cdot 10min$$

$$Consumo = 916 mA$$

Aplicando un valor de seguridad a este consumo eléctrico, de 1.2, se tiene que.

$$Consumo_{Total} = 1.2Consumo$$

$$Consumo_{Total} = 1099.2 \text{ mA}$$

En el mercado el valor más cercano que se encuentran en baterías de 1100mAh, por lo tanto se escoge este tipo de baterías.

4.4.4. Modelo en Matlab. Matlab es un software matemático, donde contiene una infinidad de elementos y modelos que permiten el análisis matemático en ingeniería de manera precisa y cómoda para todo ingeniero. Dentro de este software, existe una subdivisión para modelos matemáticos en base de bloques (simulink), y de dentro de este existen diferentes toolboxes para análisis de aeronáutica. Para observar el comportamiento de la aeronave dentro de este software, es necesario crear un script donde serán introducidos todos los datos de la aeronave diseñada.

Así mismo, mediante la interfaz existente de Simulink con el simulador flight simulator de Microsoft es posible observar el comportamiento de la aeronave de manera virtual.

Los datos ingresados en el script, son todos los datos obtenidos para la aeronave en el proceso de diseño, y se incluyen además las derivadas de estabilidad para cada uno de los ejes del mismo, estos valores de derivadas son obtenidas a partir del análisis realizado por el software AVL (anexo G), donde al tener la geometría de la aeronave, el programa retorna todos estos valores de estabilidad.

Finalmente, ingresando el script a uno de los modelos de demostración de aerosim, y realizando una interfaz con el simulador de Microsoft flight simulator, se observa el comportamiento de la aeronave y se confirma con ello, las características de la aeronave (figura 117).

Figura 117. Modelo de Matlab donde se ingresa el script de la aeronave.

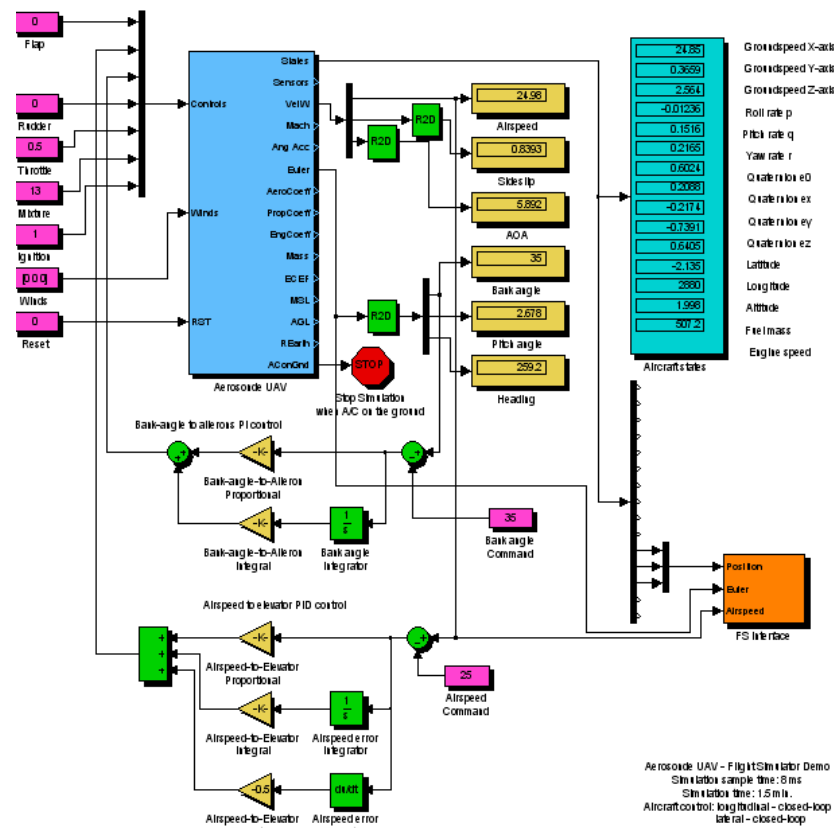
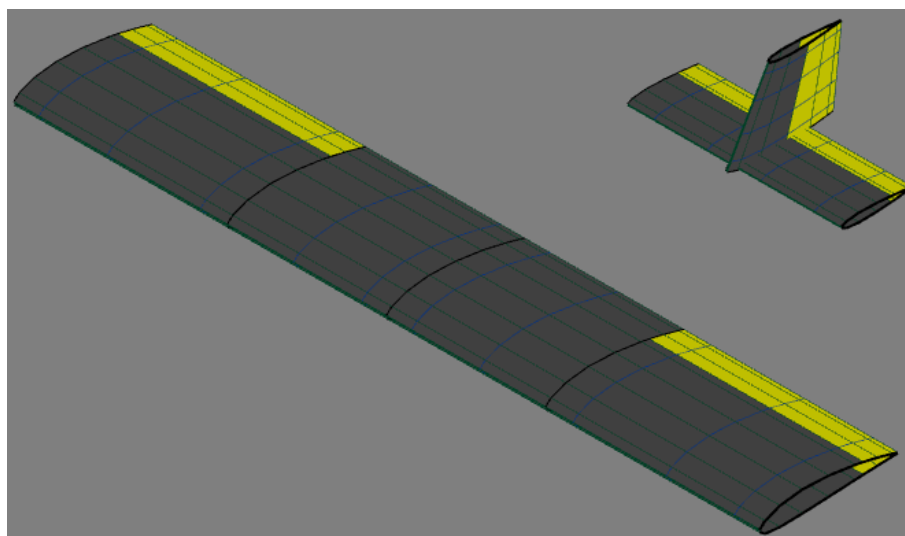


Figura 118. Modelo de la aeronave en AVL.



4.4.5. Costos del proyecto. Los costos asociados al proyecto, se detallan en las tablas 19 a 32, donde se especifican los costos por cada parte del proyecto.

Los costos asociados al montaje, mercado y ventas, y operación no se han estimado para el proyecto puesto que este es un desarrollo enfocado hacia el ámbito académico, por lo que para este caso, estos costos se asumen \$ 0 Mcte.

En el anexo I se aprecia un pequeño esquema con todos los costos asociados al proyecto.

- Costos de diseño. Para el proceso de diseño, es necesaria la adquisición de libros y documentación especializada acerca de la teoría de diseño aeronáutico. El costo de esta documentación equivale a \$ 2.000.000 Mcte. Es necesaria además la adquisición de software especializado para el estudio del comportamiento de fluidos y dinámica de vuelo sobre diferentes prototipos virtuales, este software tiene un costo de \$ 1.210.000 Mcte. Se necesita además el uso de una estación de trabajo o computador personal, para el estudio y puesta en marcha del software, este costo es de \$3.000.000 Mcte. El gasto de papelería y elementos de consumo equivale a un total \$ 400.000 Mcte. Para todo el proceso de diseño. Para este proceso de diseño se estima una duración de 2 meses. El costo de mano de obra calificada es de \$ 1.500.000 Mcte, durante dos meses.

Tabla 19. Costo material bibliográfico.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|-----------------------------------------------------------------|----------------------------------|-------------|---------------------|
| Aircraft Design a conceptual approach - Raymer P. Daniel | Diseño estructural, Aerodinámica | \$200.000 | \$ 200.000 |
| Airplane Design - Jan Roskam (Part I – IX) | Diseño estructural, Aerodinámica | \$200.000 | \$ 1.800.000 |
| TOTAL | | | \$ 2.000.000 |

Tabla 20. Costo software.

| SOFTWARE | RECURSOS | |
|--------------------------------|--------------------|---------------------|
| | JUSTIFICACIÓN | VALOR TOTAL |
| MATLAB - SIMULINK | Prueba del diseño | \$ 250.000 |
| SOLID EDGE | Planos | \$ 480.000 |
| AAA | Diseño aeronáutico | \$ 380.000 |
| X-PLANE | Diseño 3D | \$ 100.000 |
| Valor Total de Software | | \$ 1.210.000 |

Tabla 21. Costo estación de trabajo.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|---------------------------------|--------------------------------|-------------|---------------------|
| Computador de escritorio | Diseño | \$2.500.000 | \$ 2.500.000 |
| Equipos complementarios | Estación de trabajo de computo | \$500.000 | \$ 500.000 |
| TOTAL | | | \$ 3.000.000 |

Tabla 22. Costo de papelería y elementos de consumo.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|------------------------------------|-----------------------|-------------|-------------------|
| Papelería | Impresiones | \$300.000 | \$ 300.000 |
| Elementos de consumo diario | Equipos de uso diario | \$100.000 | \$ 100.000 |
| TOTAL | | | \$ 400.000 |

Tabla 23. Costo de mano de obra calificada.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|----------------------------|----------------------------------|-------------|---------------------|
| Ingeniero de diseño | Diseño estructural, Aerodinámica | \$1.500.000 | \$ 1.500.000 |
| TOTAL | | | \$ 1.500.000 |

- Prototipado. Para el proceso de prototipado se estima una duración de 4 meses y se realiza seguido al proceso de diseño. En este tiempo se realiza la adquisición de materia prima para todo el proceso de construcción, equivalente a \$ 400.000 Mcte. Se realizan pruebas aerodinámicas de comportamiento de perfiles en túnel de viento, se prueba y potencializa el sistema de propulsión, equivalente a \$200.0000 Mcte. Requiere la asesoría de una persona especializada en diseño aeronáutico, el cual tiene un salario por hora de \$30.000 Mcte, para el proyecto se presupuesta la asesoría de esta persona por un tiempo de 16 horas, repartidas equitativamente durante la duración del proceso de prototipado.

Tabla 24. Costo materia prima.

| Madera | Precio | Cantidad | Total |
|---------------|--------|----------|-------|
| TAB 1.5 X 100 | 1300 | 23 | 29900 |
| TAB 1.5 X 125 | 1500 | 23 | 34500 |
| TAB 2 X 100 | 1450 | 22 | 31900 |
| TAB 3 X 100 | 1500 | 20 | 30000 |
| TAB 4 X 100 | 1700 | 20 | 34000 |
| TAB 5 X 100 | 1800 | 10 | 18000 |
| TAB 6 X 100 | 1900 | 0 | 0 |
| TAB 8 X 100 | 2200 | 10 | 22000 |
| TAB 9 X 100 | 2400 | 10 | 24000 |
| TAB 10 X 100 | 2500 | 10 | 25000 |
| | | | |
| VAR 5 X 5 | 200 | 10 | 2000 |
| VAR 8 X 8 | 270 | 10 | 2700 |
| VAR 10 X 10 | 300 | 10 | 3000 |
| VAR 12 X 12 | 390 | 10 | 3900 |
| VAR 15 X 15 | 500 | 10 | 5000 |
| VAR 20 X 20 | 750 | 10 | 7500 |
| VAR 25 X 25 | 950 | 10 | 9500 |
| | | | |
| TRIANG 5 | 350 | 10 | 3500 |
| TRIANG 10 | 500 | 10 | 5000 |

| | | | |
|-----------------------|------|----|---------------|
| TRIANG 12 | 520 | 10 | 5200 |
| TRIANG 20 | 790 | 10 | 7900 |
| TRIANG 25 | 1000 | 11 | 11000 |
| | | | |
| BAL REDONDO 15 | 1200 | 10 | 12000 |
| BAL REDONDO 20 | 1700 | 10 | 17000 |
| BAL REDONDO 25 | 2100 | 10 | 21000 |
| | | | |
| BORDE DE ATAQUE 12 | 700 | 10 | 7000 |
| BORDE DE ATAQUE 15 | 750 | 10 | 7500 |
| BORDE DE ATAQUE 20 | 900 | 10 | 9000 |
| BORDE DE ATAQUE 25 | 1100 | 10 | 11000 |
| TOTAL | | | 400000 |

Tabla 25. Costo potencialización de propulsión.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|------------------------|-----------------------|-------------|-------------------|
| Combustible x 2 | Energía de propulsión | \$100.000 | \$ 200.000 |
| TOTAL | | | \$ 200.000 |

Tabla 26. Costo asesorías.

| Nombre del Asesor | Formación Académica | DEDICACIÓN Horas | TOTAL |
|--------------------------------------|---------------------|------------------|-------------|
| | | | Valor TOTAL |
| | | | |
| Mario Andrés Córdoba González | Profesional | 16 | \$ 480.000 |
| TOTAL \$ 480.000 | | | |

- Manual de procesos. El proceso de manual de procesos toma un mes, en este tiempo se realizan todos los diseños, para ser enviados a impresión, este trabajo equivale a \$200.000 Mcte.

Tabla 27. Costo de manual de procesos.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|-----------------------------------|-------------------------------|-------------|-------------------|
| Ficha técnica del producto | Impresión de planos de dibujo | \$200.000 | \$ 200.000 |
| TOTAL | | | \$ 200.000 |

- Fabricación. Para este proceso se estima una duración de 2 meses y se realiza seguido al manual de procesos. Los costos de fabricación del producto equivalen a \$ 2.900.000 Mcte. De los cuales \$ 1.800.000 Mcte. Es el gasto involucrado en el producto terminado. El corte de las piezas para ensamblaje se realiza mediante servicio de corte láser, el cual tiene un valor de \$ 200.000 Mcte. \$400.000 Mcte. Es el gasto involucrado en el ensamblaje y materiales para ensamblaje, realizado por un técnico artesano. Finalmente, los vuelos de prueba deben realizarse en un sitio acondicionado para tal fin, los costos asociados a este

ítem, equivalen a \$ 150.000 Mcte. Por afiliación y \$ 350.000 Mcte. Por concepto de transporte.

Tabla 28. Costos de equipos internos en el producto.

| EQUIPO | RECURSOS | |
|-----------------------------------------------------------------|------------------------|---------------------|
| | JUSTIFICACIÓN | VALOR TOTAL |
| | | |
| Telemando (transmisor, receptor, baterías, servos y cargadores) | Telecontrol en tierra | \$ 700.000 |
| Accesorios de pista | Ajustes del sistema | \$ 300.000 |
| Sistema de propulsión | Propulsión del sistema | \$ 400.000 |
| Interfaz Mando - Computador | Pruebas virtuales | \$ 400.000 |
| Valor Total de Equipos | | \$ 1.800.000 |

Tabla 29. Costos asociados al servicio de maquila en corte láser.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|--------------------------|--------------------------------------------------------|-------------|-------------------|
| Servicio de corte | Corte de alta precisión de estructura para ensamblaje. | \$200.000 | \$ 200.000 |
| TOTAL | | | \$ 200.000 |

Tabla 30. Costos asociados al servicio de ensamblaje.

| Ítem | Justificación | Valor Unit. | Valor |
|---------------------------------------------------|--------------------------|--------------------|-------------------|
| Servicio de ensamblaje incluido materiales | Ensamblaje del producto. | \$400.000 | \$ 400.000 |
| TOTAL | | | \$ 400.000 |

Tabla 31. Costos asociados a gastos indirectos.

| Ítem | Costo Unitario | TOTAL |
|----------------------------------------------------------|-----------------------|-------------------|
| Afiliación pista-club aeromodelismo | \$ 150.000 | \$ 150.000 |
| Transporte - salida a espacios abiertos para pruebas X 5 | \$ 30.000 | \$ 150.000 |
| TOTAL | | \$ 300.000 |

Tabla 32. Costos asociados a viajes de capacitación.

| Lugar No. De Viajes | JUSTIFICACIÓN | PASAJES | ESTADIA | TOTAL DÍAS | RECURSOS |
|-----------------------|---------------|------------|------------|------------|-------------|
| | | | | | VALOR TOTAL |
| Popayán - Colombia | Capacitación | \$ 100.000 | \$ 100.000 | 5 | \$ 200.000 |
| Valor Total de Viajes | | | | | \$ 200.000 |

5. TRABAJO FUTURO

Este trabajo está inmerso dentro de un campo de investigación muy grande y que en la actualidad está en desarrollo, por lo tanto, es el primer avance hacia campos de investigación más amplios como el diseño estructural, electrónica, sistemas de control, simulación, entre otros.

Existen diversos trabajos para el mejoramiento continuo del estudio sobre UAV en el plano local, por lo tanto este trabajo puede ser tomado en un futuro para:

- Plataforma de pruebas para la evaluación de sistemas de control, pues la planta tiene un modelo dinámico de vuelo ya probado y que puede ser inclusión para la prueba de controladores en uno de sus ejes.
- Es posible, mediante el uso de la teoría presentada, redefinir los requerimientos de la aeronave con el fin de concebir nuevos diseños hacia el cumplimiento de los objetivos, presentando nuevas características de desempeño.
- Plataforma de ensayos de propulsión de nuevos motores donde es posible lograr mejor relación peso potencia, en caso de variación de uno de los requerimientos sin afectar la aeronave.
- Pruebas de algoritmos de navegación y sistemas inerciales de referencia mediante Matlab.
- Inclusión de sistema de video para captura de imágenes aéreas.
- Plataforma para prueba de sensores.
- Plataforma para medición de datos aéreos, mediante inclusión de sensores para tal fin.

6. CONCLUSIONES

El desarrollo de este trabajo presenta las siguientes conclusiones:

- Se desarrollo una aeronave cumpliendo con las especificaciones de diseño y los requerimientos planteados para la misma.
- Se realizaron diferentes esquemas conceptuales de la aeronave.
- Se diseñaron metódicamente cada uno de los subsistemas de la aeronave.
- Se realizaron los planos de dibujo de la aeronave.
- Se estimo un formato de costos del proyecto.
- Se realizo un modelo dinámico de vuelo de la aeronave para lograr una interfaz con Matlab.
- Se diseño el modelo de la aeronave en 3D.
- Se realizaron pruebas virtuales de la aeronave en Matlab mediante el modelo presentado por aerosim para la interfaz con Microsoft flight simulator.
- El diseño fue validado mediante diferentes pruebas físicas y aerodinámicas
- Se realizaron pruebas de vuelo en campo del sistema.

7. RECOMENDACIONES

- El sistema permite incluir cualquier motor del mercado que se encuentre dentro del rango especificado en los requerimientos, sin embargo es de anotar que al ser cambiado este motor, la aeronave sufrirá un pequeño desajuste de su centro de gravedad, por lo que se recomienda entonces compensar el valor sobrante o faltante para que la aeronave mantenga su estabilidad en vuelo recto y nivelado.
- El modelo dinámico de la aeronave que se utilizó en la interfaz con Matlab y Microsoft flight simulator, está calculado a partir de análisis de pruebas de inercia caseras, para lograr un mejor resultado en estos valores, se recomienda realizar estas mediciones en algún laboratorio acondicionado para tal fin.
- La aeronave presenta buenas características aerodinámicas, y los cálculos de arrastre están basados en aproximaciones matemáticas dadas por la bibliografía, sin embargo, para lograr una mayor exactitud en estos valores, se recomienda realizar un modelo a escala de la aeronave y ser probada en un túnel de viento bajo condiciones de velocidad y temperatura controladas y similares a las expuestas a nivel del mar.
- Los datos entregados por los software XFLR5 y AVL, están calculados para la zona lineal de operación de la aeronave, por lo que el modelo dinámico y los valores entregados por ellos se basan en el análisis de la aeronave bajo esta zona lineal.
- En las pruebas de vuelo en campo del sistema realizadas se observó un comportamiento de la aeronave muy estable, sin embargo se notaba un pequeño desplazamiento de la misma tirando hacia la cola, por lo que es necesario aumentar un poco de peso en la parte delantera para compensar su centro de gravedad.
- El material con lo que la aeronave fue construida es madera balsa; esta tipo de madera al igual que todas las maderas presentan un comportamiento ortotrópico, pues su comportamiento no es igual sobre sus ejes. Esta característica es importante, pues los análisis que se hagan para análisis de estructuras deben incluir estas características, ya que algunos textos presentan valores de materiales isotrópicos para esta madera.

- Se creó un modelo 3D básico de la aeronave para ser volado dentro del Microsoft flight simulator, sin embargo este no pudo ser probado pues el software al momento de ser interfazado con Matlab presentaba problemas de enlace, por lo que las pruebas de simulación fueron realizadas con otro modelo 3D incluido en el simulador.
- Es recomendable realizar modelos 3D de la aeronave para ser probados dentro de otros software de simulación gratuitos como Flight Gear, pues existe documentación más amplia y extensa de interfaz de este software con Matlab, así se expande el uso de este desarrollo.

BIBLIOGRAFIA

ABUSLEME, Ángel. Control difuso de vehículo volador no tripulado. Santiago de Chile, 2000. 274 p. Trabajo de grado (Magister en ciencias de ingeniería). Pontificia Universidad Católica de Chile. Escuela de ingeniería.

Aerial Vehicles [en línea]. Slidell: MELHCORP, LLC, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://melhcorp.com/Melh_PhotoG_Misc.htm

ANDERSON, John. Aircraft performance and design. Maryland: McGraw Hill, 1999. 302 p.

ANDERSON, John D. Research in supersonic flight and the breaking of the sound barrier [en línea]. New York: NASA, 1972. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://history.nasa.gov/SP-4219/Chapter3.html>

Anthony Herman Gerard Fokker [en línea]. Chicago: Enciclopædia Britannica, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.britannica.com/EBchecked/topic-art/211981/96513/Anthony-Fokker-in-his-glider-1922#tab=active~checked%2Citems~checked>

Arun, Steve. Hacer Avion, el entelado con oracover [en línea]. Madrid: RC La Bujía, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.rclabujia.com/category/aeromodelismo-tecnicas/page/4/>

BONE, Elizabeth y BOLKCOM, Christopher. Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues for Congress [en línea]. Washington D.C, 2003: Federation of American Scientists. 52 p. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: <http://www.fas.org/irp/crs/RL31872.pdf>

BRUHN, E. ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLES STRUCTURES. U.S.A: Jacobs Publishing, 1973. 1002 p.

BUSTOS, Rodrigo. Vergeltungswaffe Eins(V – 1) [en línea]. Concepción: Rodrigo Bustos, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://sgm.casposidad.com/armamento/einsv1.htm>

CENGEL, Yunus y CIMBALA, John. Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones. México, DF: Mc GRAW HILL, 2006. 958 p.

Material de clase de Introducción al diseño de aeronaves no tripuladas (UAV) [CD ROM]. Profesor Mario Córdoba. Universidad Autónoma de Occidente. Facultad de ingeniería. Santiago de Cali, 2008. 1 CD ROM.

DENGER, Mark. Eugene Burton Ely [en línea]. California: California center for military history, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://californianavalaviation.homestead.com/EugeneBEly.html>

Developing San Diego: The images of Ralph P. Stineman, 1920 - 1925 [en línea]. San Diego: San Diego historical society, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.sandiegohistory.org/collections/stineman/images/91-18564-511.jpg>

DOYLE, D. DROW, J. McBURNEY, R. Elastic properties of wood: The Young's Moduli, Moduli of Rigidity, and Poisson's Ratios of Balsa and Quipo. Madison, Wis: United States department of agriculture forest service, 1962. 42 p.

DRELA, Mark. XFLR5 [GNU General Public License]. California: Mark Drela. 2000. Disponible en internet: <http://xflr5.sourceforge.net>

DURANTI, Stefano. Profili 2.18a [CD - ROM]. Feltre: Stefano Duranti. 2005. 1 CD ROM.

El X – 15 y los aviones hipersónicos [en línea]. Madrid: Historia de la aviación, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://www.aero.upm.es/es/alumnos/historia_aviacion/tema17.html

F 14 TOMCAT [en línea]. Santiago de Chile: Foro Militar, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://foromilitar.own0.com/cazas-y-bombarderos-f32/f-14-tomcat-t20.htm>

Flight before the Wrights: Octave Chanute, Chicago. [en línea]. Chicago: University of Chicago, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.lib.uchicago.edu/e/crerar/exhibits/chanute-main.html>

GMS .47 ABC BB Remote Needle Valve [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXDXM2&P=0>

Goldberg Eagle 2 ARF [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXDJE4&P=ML>

Great Planes Spinner [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXK231&P=ML>

Hangar 9 F4U Corsair .60 ARF [en línea]. Deland: Chief Aircraft, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.chiefaircraft.com/rcmsec/Models/PowerAirplanes/Hangar9/H9Corsair.html>

HARTLEY, A; SOULE, M y MILLER, Marvel. The experimental determination of the moments of inertia of airplanes. California: NACA. 1937. 13 p.

HAYLES, John. Aerospatiale/BAC Concorde [en línea]. Bristol: Aeroflight: the website for aviation enthusiasts, 2007. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.aeroflight.co.uk/types/international/aerospat-ac/concorde/concorde.htm>

Hobbico Hobbistar 60 MkIII ARF [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXCSY9&P=ML>

Lanier Stinger 40 [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXSVE5&P=7>

Los F – 16 Block 60 de los Emiratos Árabes Unidos [en línea]. Lima: Foro de defensa y actualidad militar del peru, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.defensa.pe/showthread.php?t=527>

MCRUER, Duane; ASHKENAS, Irving y GRAHAM, Dunstan. Aircraft dynamics and automatic control. 1973. 809 p. Princeton University Press.

Megatech Nitro Air Strike RTF [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXEZF9&P=7>

MORAN, Gustavo; ORDUZ, André y ORDUZ, Camilo. Diseño preliminar de una aeronave no tripulada para la fuerza aérea Colombiana. Santiago de Cali, 2006. 228 p. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Escuela Militar De Aviación “Marco Fidel Suarez”. Facultad de ingeniería.

Multiplex Magister R/C Trainer EP RTF [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGZV3&P=7>

MUÑOZ, M. A. Manual de vuelo [en línea]. Madrid: M Muñoz, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>

NASA Images [en línea]. Langley: NASA, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

http://www.nasa.gov/centers/langley/images/content/70059main_2003-81-01.jpg

NAUGHTON, Russell. The pioneers [en línea]. Victoria: Monash university, 2002. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/cayley.html>

O.S. 46LA [en línea]. Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXGGV7&P=0>

PIQUEPAILLE, Roland. UAVs will study Californian smog [en línea]. Southern California: ZDNet, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://blogs.zdnet.com/emergingtech/?p=915>

PLANO, Ricardro. Hidroavion Clark - SCADTA [en línea]. Bogota D.C: Aviacol, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://foros.aviacol.net/preguntas-y-respuestas-f17/hidroavion-clark-scadta-t556.html>

Products FAQ O.S. Engines [en línea]. California: O.S. Engines, 2008. [Consultado 25 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.osengines.com/faq/faq-q900.html>

RAYMER, Daniel. Aircraft design: a conceptual approach. 2 ed. Washington DC: AIAA, 1992. 760 p.

RAYMER, Daniel. Simplified aircraft design for homebuilders. Los Angeles, CA: Design Dimension Press, 2003. 152 p.

RIVEROS, Sebastián. ¿Por qué vuela una vela/Kite? [en línea]. Viedma: Kitebuggy Patagonia, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

<http://www.kitebuggy.com.ar/aerodin.htm>

RODRIGUEZ, Victor. El sueño más primitivo de la humanidad [en línea]. Bilbao: Victor Rodriguez, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:

http://www.parapente.net/blogs/moncho/000_0001109

ROSKAM, Jan y CHUAN-TAU, Edward. Airplane aerodynamics and performance. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 743 p.

ROSKAM, Jan. Airplane design part I: Preliminary sizing of airplanes. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 221 p.

_____. part II: Preliminary configuration design and integration of the propulsion systems. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 322 p.

_____. part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: Cutaways and inboard profiles. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 462 p.

_____. part IV: Layout of landing gear and systems. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 432 p.

_____. part V: Component weight estimation. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 229 p.

_____. part VI: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 584 p.

_____. part VII: Determination of stability, control and performance characteristics: FAR and military requirements. Lawrence, Kansas: DARCorporation, 1997. 371 p.

SARACINO, José y FLOREZ, Mónica. Diseño de una aeronave ultraliviana. Santiago de Cali. 2004. 306 p. Trabajo de grado (Ingeniería Mecánica). Universidad Autónoma De Occidente. Facultad de ingeniería.

Sig Four Star 40 ARF [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:
<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXFKB0&P=ML>

Sig Kadet Mark II trainer [en línea]. California: Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:
<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXFF91&P=7>

Super Tigre GS – 45 Dual BB ABC [en línea]. Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet:
<http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXFV71&P=0>

Tecno Aéreo. Virgin Galactic, la línea aérea al espacio [en línea]. Toledo: Inventa Internet, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.tecnoaereo.com/virgin-galactic-la-linea-aerea-al-espacio>

Thunder Tiger Pro .40 Ball Bearing ABC [en línea]. Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXKF96&P=0>

Tower Hobbies Kaos 40 ARF [En línea]. Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: <http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXZT80&P=ML>

Tower Hobbies TOWER Trainer 40 MkII [en línea]. Tower Hobbies, 2008. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en Internet: http://www3.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXCXF4**&P=ML

WEICK, Fred y JONES, Robert. Resume and analysis of NACA lateral control research. Langley Field, VA: NACA, 1937. 34 p.

Wikipedia: Alphonse Pénaud [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Alphonse_P%C3%A9naud

Wikipedia: Hiram Stevens Maxim [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Hiram_Stevens_Maxim

Wikipedia: Louis Blériot [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://en.wikipedia.org/wiki/Louis_Bl%C3%A9riot

Wikipedia: Samuel Pierpont Langley [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://en.wikipedia.org/wiki/Samuel_Pierpont_Langley

Wikipedia: William Samuel Henson [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 20 de Octubre de 2008]. Disponible en internet: http://en.wikipedia.org/wiki/William_Samuel_Henson

ANEXOS

Anexo A. Tabla de atmosfera estándar.

| h (ft/10 ³) | T (°R) | p (psf) | ρ (sl/ft ³) | μ (sl/ft/s) | a (ft/s) | ν (ft ² /s) |
|------------------------------|-------------|--------------|---------------------------------|--------------------|---------------|-------------------------------|
| 41 | 390.0 | 3743 -1 | .5598 -3 | .2969 -6 | 968.1 | .5304 -3 |
| 42 | 390.0 | 3572 | .5337 | .2969 | 968.1 | .5564 |
| 43 | 390.0 | 3405 | .5087 | .2969 | 968.1 | .5837 |
| 44 | 390.0 | 3246 | .4849 | .2969 | 965.1 | .6123 |
| 45 | 390.0 | 3095 | .4623 | .2969 | 968.1 | .6423 |
| 46 | 390.0 | 2950 -1 | .4407 -3 | .2969 -6 | 968.1 | .6738 -3 |
| 47 | 390.0 | 2812 | .4201 | .2969 | 968.1 | .7068 |
| 48 | 390.0 | 2681 | .4005 | .2969 | 968.1 | .7415 |
| 49 | 390.0 | 2556 | .3818 | .2969 | 968.1 | .7778 |
| 50 | 390.0 | 2436 | .3639 | .2969 | 968.1 | .8159 |
| 51 | 390.0 | 2214 -1 | .3307 -3 | .2969 -6 | 968.1 | .8978 -3 |
| 54 | 390.0 | 2012 | .3006 | .2969 | 968.1 | .9879 |
| 56 | 390.0 | 1829 | .2732 | .2969 | 968.1 | .1087 -2 |
| 58 | 390.0 | 1662 | .2482 | .2969 | 968.1 | .1196 |
| 60 | 390.0 | 1510 | .2256 | .2969 | 968.1 | .1316 |
| 62 | 390.0 | 1373 -1 | .2051 -3 | .2969 -6 | 968.1 | .1448 -2 |
| 64 | 390.0 | 1243 | .1864 | .2969 | 968.1 | .1593 |
| 66 | 390.0 | 1134 | .1694 | .2969 | 968.1 | .1753 |
| 68 | 390.0 | 1031 | .1540 | .2969 | 968.1 | .1929 |
| 70 | 390.0 | 9367 -2 | .1399 | .2969 | 968.1 | .2122 |
| 72 | 390.0 | 8514 -2 | .1272 -3 | .2969 -6 | 968.1 | .2335 -2 |
| 74 | 390.0 | 7739 | .1156 | .2969 | 968.1 | .2568 |
| 76 | 390.0 | 7035 | .1051 | .2969 | 968.1 | .2826 |
| 78 | 390.0 | 6394 | .9552 -4 | .2969 | 968.1 | .3108 |
| 80 | 390.0 | 5813 | .6683 | .2969 | 968.1 | .3420 |
| (b) | 390.0 | 5193 -2 | .7764 -4 | .2969 -6 | 968.1 | .3824 -2 |
| 85 | 394.3 | 4533 | .6771 | .2997 | 973.4 | .4426 |
| 90 | 402.5 | 3629 | .5253 | .3048 | 983.5 | .5803 |
| 95 | 410.6 | 2888 | .4097 | .3099 | 993.4 | .7565 |
| 100 | 418.8 | 2309 | .3211 | .3150 | 1003.2 | .9809 |
| 110 | 435.1 | 1495 -2 | .2001 -4 | .3250 -6 | 1022.5 | .1624 -1 |
| 120 | 451.4 | 9837 -3 | .1270 | .3348 | 1041.5 | .2637 |
| 130 | 467.6 | 6574 | .8190 -5 | .3444 | 1060.1 | .4206 |
| 140 | 483.9 | 4455 | .5364 | .3539 | 1078.3 | .6598 |
| 150 | 500.1 | 3060 | .3564 | .3632 | 1096.3 | .1019 +0 |
| (c) | 508.8 | 2515 -3 | .2880 -5 | .3682 -6 | 1105.7 | .1278 +0 |
| 160 | 508.8 | 2125 | .2433 | .3682 | 1105.7 | .1513 |
| 170 | 508.8 | 1479 | .1693 | .3682 | 1105.7 | .2175 |
| (d) | 508.8 | 1218 | .1395 | .3682 | 1105.7 | .2640 |
| 180 | 499.0 | 1027 | .1200 | .3626 | 1095.0 | .3023 |
| 190 | 473.0 | 7047 -4 | .8589 -6 | .3505 | 1071.7 | .4081 |
| 200 | 457.0 | 4754 | .6061 | .3381 | 1047.9 | .5580 |

Symbols— h = geo. altitude ρ = density a = sound speed ν = kinematic viscosity
 T = temperature μ = viscosity p = pressure

Single digit preceded by plus or minus sign indicates power of 10 (i.e., .23769 -2 = .0023769)

Altitudes of Temperature Profile Discontinuity—

(a) 36,152 ft (b) 82,346 ft (c) 155,348 ft (d) 175,344 ft

Data from "US Extension of the ICAO Standard Atmosphere," 1958.

Anexo B. Características de madera balsa.

BALSO



Nombre botánico

Ochroma lagopus. Sw. Familia: Bombacaceae.

Otros nombres

Balsa, balsa wood (comercial); pau de balsa (Br.); tami (Bol.); balsa (genérico de C. Am.); tucumo, ceiba de lana, lana, palo de balsa (Col.); enco, piú, pung (C.R.); ceibón botija, c. lanero,

Evaluación de propiedades mecánicas

Las resistencias mecánicas son bajas y en general corresponden con el peso específico dado. Clase 1. (Clave III-B). Tabla 2B.

Propiedades de trabajo

Fácil de aserrar y de elaborar. No ofrece ninguna dificultad a su elaboración mecánica y con herramientas manuales.

Propiedades de secado

Fácil de secar al aire libre.

Observaciones

Durabilidad natural baja. No es resistente a la pudrición causada por hongos tanto de pudrición blanca como marrón; se pudre rápidamente en contacto con la humedad y se mancha con facilidad si no se seca rápidamente.

Usos posibles

Dada su baja densidad, esta madera es muy apropiada para usos donde se requiere una madera de bajo peso específica tales como: modelares (fr.), partes aislantes tanto térmicas como acústicas, aeromodelismo, corchos, encofrados y revestimientos, artículos de fantasía, maquetas en arquitectura, balsas salvavidas. En la industria aeronáutica, para evitar vibraciones debajo de maquinaria pesada, como material protector en transporte de productos delicados, pape y papel.

(Cuba); lanilla, puh, tambor (Guat.); guano (Hond.); bois flot, mahaudeme (Haiti); gonnote real, maha, mo-ma-ah (Méx.); gatillo, polak (Nic.); lana, puera (Pan.); balsa, corkwood, guano (P.R.); algodón (Salv.); balso, lana, palo de lana, tacarigua (Ven.).

Distribución

Medio Magdalena, Nariño, Tolima y Huila, Urabá, valle del río Cauca, bajo Calima.

Generalidades

Arbol de altura total hasta de 20 m., con fuste comercial hasta de 10 m. y diámetro promedio entre 40 - 70 cm. Esta especie crece en suelos bien drenados y de bajas elevaciones en bosques secundarios tropicales. La madera de mejor calidad se obtiene de árboles cultivados en plantaciones.

Descripción de la madera

(Seca al aire). Duramen rosado a marrón pálido hasta blanco; albura blanquecina. Olor y sabor no característicos. Grano generalmente recto. Textura mediana hasta gruesa. Veteado suave. Lustre mediano.

Evaluación de propiedades físicas

Madera muy liviana, con peso específico promedio anhidro = 0.13. Densidad aproximada entre 6 - 8 lbs. por pie cúbico. Según las condiciones de crecimiento, la densidad de la madera aumenta hasta 25 lbs. por pie cúbico.

TABLA 2 B
 RESISTENCIAS MECANICAS SEGUN (A.S.T.M.)¹

| ESPECIE | CLASE | P. Esp. anh. grs / cm ³ | FLEXION | | | COMPRESION | | | DUREZA | | | Biblio- grafia |
|-------------------------------------------------------|-------|------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|-------|-------------------|
| | | | Carga máx. kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | M. Elast. 1.000 kgs / cm ² (1.000 lbs / pulg ²) | Trab. máx. M. kgs / dm ³ (lbs / pie) | Paral. kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | Perpend. kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | C. Lateral kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | Extremos kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | Ciza. kgs / cm ² (lbs / pulg ²) | | |
| ACEITE MARIA <i>Calophyllum</i> sp. C. Brasilensis | 5-4 | 0.60 | (14.640) | (1.590) | (1.27) | (4.560) | (570) | (890) | (1.010) | (1.260) | 94 | |
| ALGARROBO <i>Hymenaea courbaril</i> | 3 | 0.81 | 1364 | 152 | 12.4 | 669 | 132 | 1066 | 1143 | 174 | 85 | |
| CANALETE <i>Cordia alliodora</i> | 5-4 | 0.48 | 856 | 106 | 6.89 | 445 | 58 | 367 | 476 | 86 | 85-66 | |
| BALSO <i>Ochroma lagopus</i> | 1 | 0.13 | 148 | 30 | | 88 | 4.9 | 36 | 77 | 17 | 85 | |
| CAOBA <i>Swietenia macrophylla</i> | 5 | 0.52 | 842 | 106 | 6.0 | 491 | 67 | 388 | 483 | 89 | 85-90 | |
| CARACOLI <i>Anacardium excelsum</i> | 6 / 5 | 0.44 | 560 | 90 | 3.9 | 319 | 36 | 213 | 272 | 63 | 12-85 | |
| CEDRO <i>Cedrela odorata</i> | 6 / 5 | 0.43 | (9.500) | (1.480) | (7.4) | (2.760) | | (620) | | (720) | 55-90 | |
| CEIBA <i>Ceiba pentandra</i> | 7 / 6 | 0.27 | 304 | 37.9 | 1.97 | 167 | 22 | 109 | 159 | 39 | 85 | |
| CEIBA AMARILLA <i>Bura crepitans</i> | 6 | 0.41 | 612 | 82 | 4.7 | 337 | 44 | 249 | 358 | 76 | 85 | |
| DINDE <i>Macaranga tinctoria</i> | 3 / 2 | 0.77 | 1375 | 152 | 12.2 | 779 | 136 | 1079* | 1179 | 140 | 85 | |

100

Anexo C. Método para encontrar los momentos de inercia.

Para un péndulo oscilando con pequeña amplitud, la ecuación de movimiento es:

$$I \frac{d^2 \theta}{dt^2} + b\theta = 0 \quad \text{EC. 85}$$

Donde,

I : Momento de inercia a través del eje de oscilación.

b : Constante dependiente de las dimensiones y el peso del péndulo.

θ : Desplazamiento angular del péndulo.

De la solución de esta ecuación, el periodo de oscilación es encontrado como

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{b/I}} \quad \text{EC. 86}$$

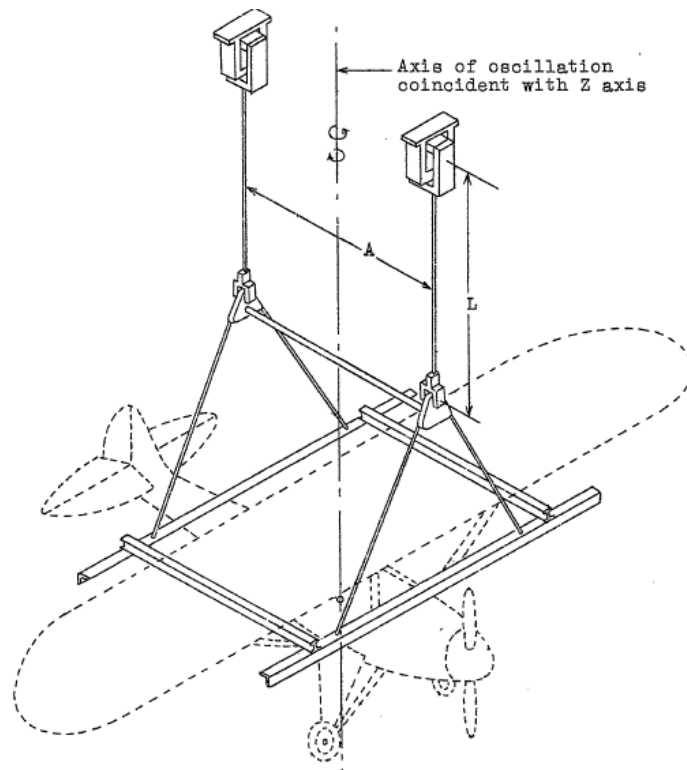
De modo que:

$$I = \frac{T^2 b}{4\pi^2} \quad \text{EC. 87}$$

La constante b depende de diferentes dimensiones para diferentes tipos de péndulos.

Así pues, Existen dos métodos de péndulo utilizados para la aeronave, el péndulo de torsión bifilar y el péndulo compuesto. En el primero método, el eje de oscilación es vertical y pasa entre los dos filamentos verticales (eje Z). En el segundo método: el eje de oscilación es horizontal y pasa a través de los puntos de soporte pero no a través del centro de gravedad del péndulo.

Figura 119. Método de péndulo de torsión bifilar.



Fuente: [22. Pág. 502]

Para el péndulo de torsión bifilar

$$b = \frac{WA^2}{4l} \quad \text{EC. 88}$$

Y consecuentemente,

$$I = \frac{T^2 WA^2}{16\pi^2 l} \quad \text{EC. 89}$$

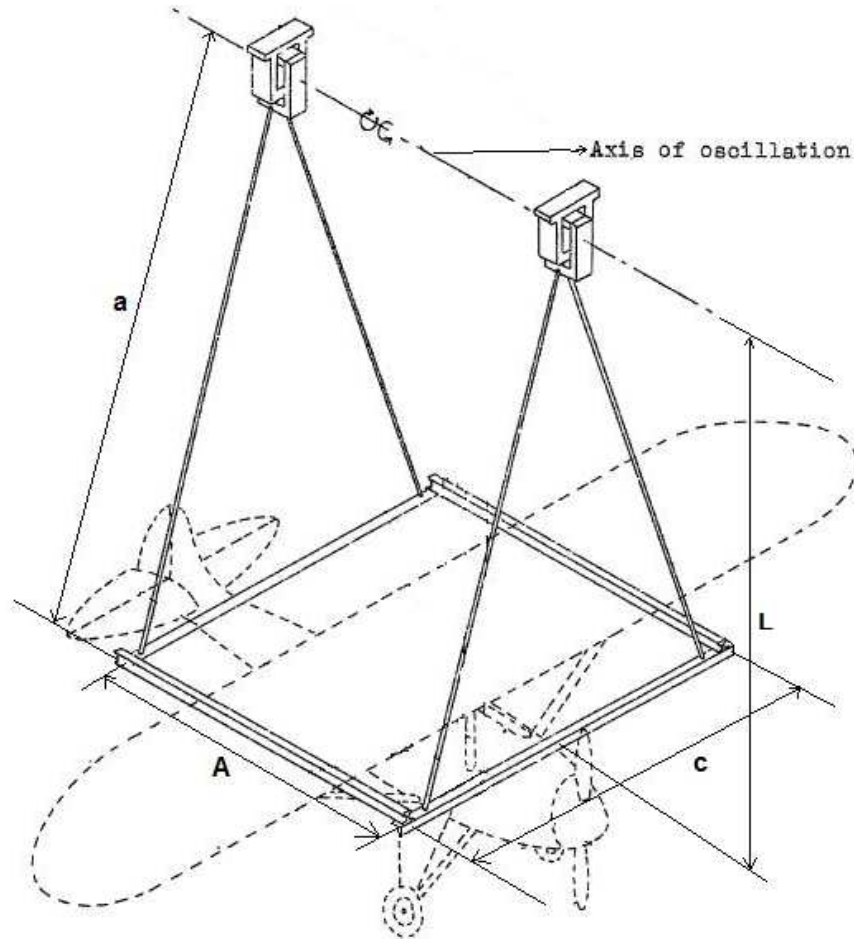
Donde,

W : Peso del péndulo

A : Distancia entre los filamentos verticales.

L : Longitud de los filamentos.

Figura 120. Método de péndulo compuesto.



Fuente: [22. Pág. 502]

Para el péndulo compuesto, se tiene que:

$$b = WL \quad \text{EC. 90}$$

Y

$$I = \frac{T^2 WL}{4\pi^2} \quad \text{EC. 91}$$

Donde,

L : Distancia entre el centro de gravedad y el eje de oscilación.

Cuando el péndulo compuesto es usado, el momento de inercia del eje que pasa a través del centro de gravedad esta dado por:

$$I_{CG} = \frac{T^2 WL}{4\pi^2} - ML^2$$

EC. 92

Donde,

M : Masa del péndulo.

Entonces, construyendo un péndulo tipo compuesto y realizando el experimento para los tres ejes de movimiento de la aeronave, se determinaron los resultados mostrados por la tabla 33.

Tabla 33. Resultados obtenidos utilizando el péndulo compuesto.

| No. Oscilaciones | Tiempo en eje lateral (segundos) | Tiempo en eje longitudinal (segundos) | Tiempo en eje transversal (segundos) |
|----------------------------|----------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------------|
| 4 | 10.98 | 11.35 | 10.73 |
| 4 | 10.54 | 11.10 | 10.98 |
| 4 | 10.85 | 11.05 | 10.81 |
| 4 | 10.85 | 11.23 | 10.42 |
| 4 | 10.91 | 10.94 | 11.18 |
| 4 | 10.73 | 10.91 | 10.79 |
| 4 | 10.60 | 10.93 | 10.66 |
| 4 | 10.67 | 11.35 | 10.93 |
| 4 | 10.63 | 11.17 | 10.63 |
| 4 | 10.50 | 11.61 | 10.66 |
| 4 | 10.86 | 11.24 | 10.73 |
| 4 | 10.73 | 11.14 | 10.67 |
| 4 | 10.79 | 11.10 | 10.66 |
| 4 | 11.00 | 11.38 | 10.54 |
| 4 | 10.92 | 11.37 | 10.98 |
| 4 | 10.54 | 11.10 | 10.92 |
| 4 | 10.75 | 11.35 | 10.37 |
| 4 | 10.83 | 10.85 | 10.69 |
| 4 | 10.90 | 10.85 | 10.44 |
| 4 | 10.88 | 10.93 | 10.69 |
| $t_{total} = \sum_1^n t_n$ | 10.773 | 11.147 | 10.724 |

Los datos del péndulo compuesto construido son:

$$W = 1.54 \text{ kg}$$

$$A = 0.94 \text{ m}$$

$$a = 1.85 \text{ m}$$

$$L = 1.8 \text{ m}$$

$$c = 0.82 \text{ m}$$

A partir de los datos obtenidos en el experimento, se procede a realizar los cálculos correspondientes para hallar los momentos de inercia en cada eje:

Para el péndulo compuesto utilizado se tiene que:

$$T = \frac{\text{tiempo}[s]}{\text{Oscilaciones}} = \frac{t}{n} \quad \text{EC. 93}$$

Luego, resolviendo las ecuaciones 90 y 91, y despejando la ecuación 92, es posible hallar los momentos de inercia de la aeronave en cada uno de sus ejes de rotación. Así pues:

$$T_{\text{Lateral}} = 2.69$$

$$T_{\text{Longitudinal}} = 2.78$$

$$T_{\text{Transversal}} = 2.68$$

$$b = 27.2$$

Luego, los momentos de inercia de la aeronave en cada uno de los ejes serán:

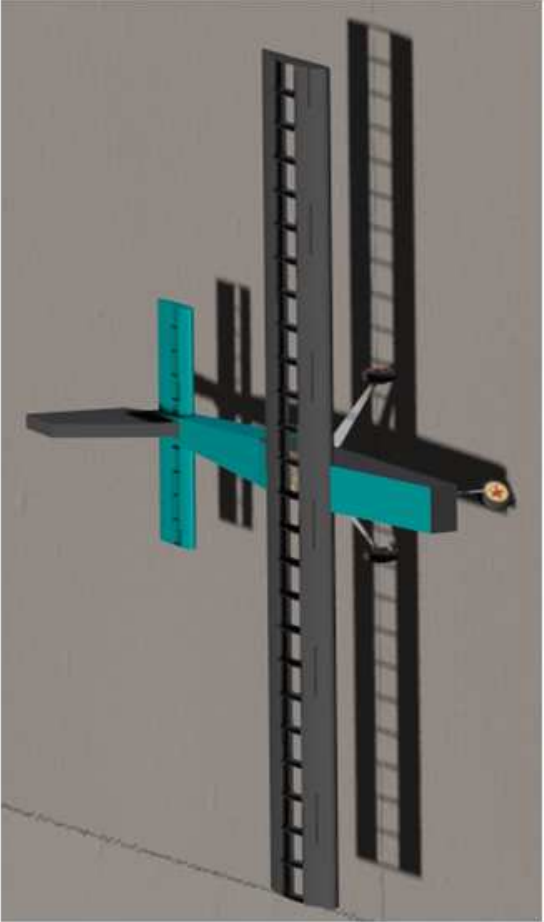
$$I_{\text{CGLateral}} = -0.0096$$

$$I_{\text{CGLongitudinal}} = 0.3304$$

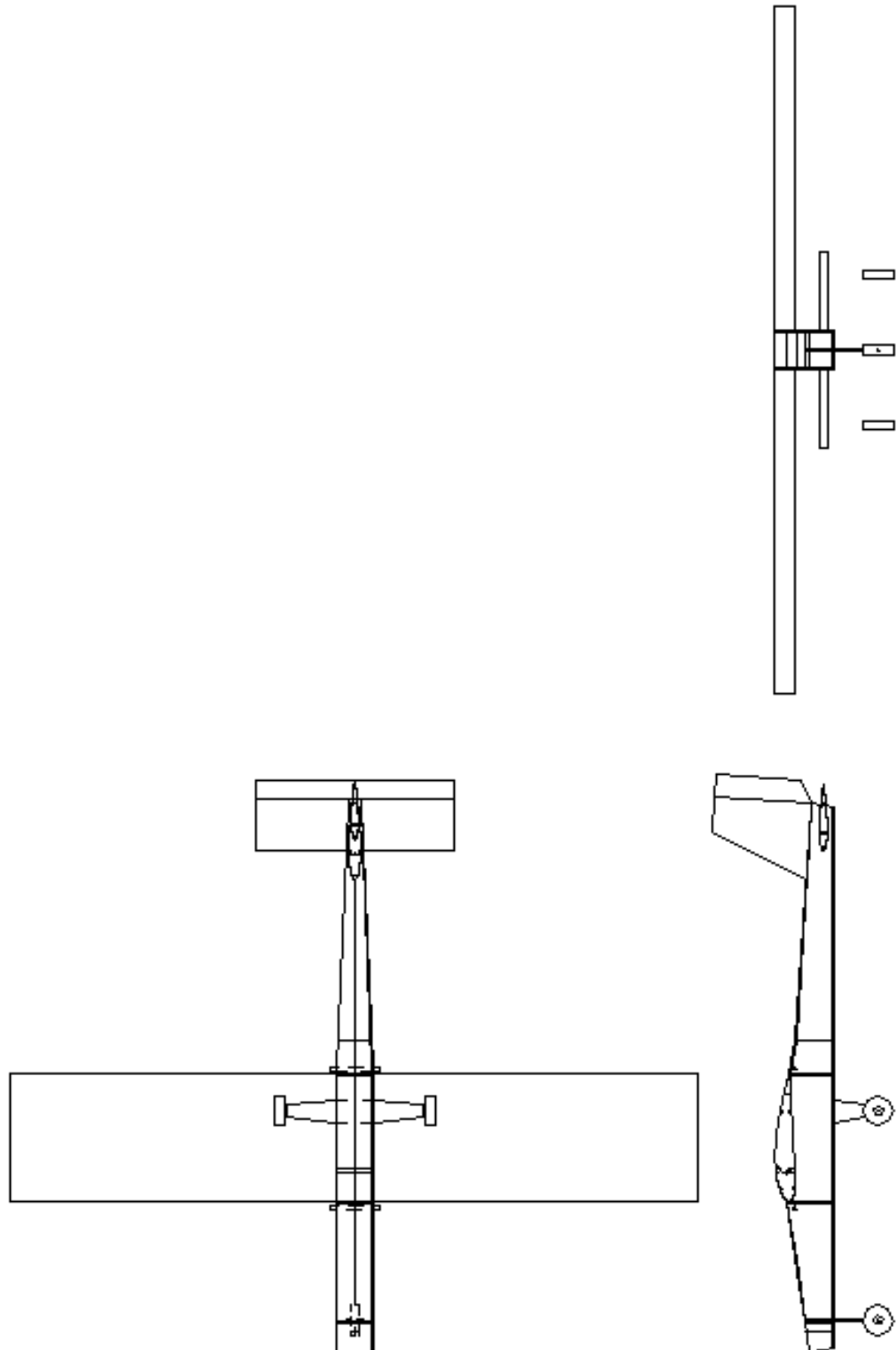
$$I_{\text{CGTransversal}} = -0.0496$$

Anexo D. Especificaciones de la aeronave.

| Longitud (m) | Envergadura (m) | Motor | Superficie (m ²) | Combustible | Potencia (HP) | Endurance (min) | Altura (m) | Velocidad (m/s) | Alcance (m) |
|--------------|-----------------|-----------|------------------------------|-----------------|---------------|-----------------|------------|-----------------|-------------|
| 1.42 | 1.78 | 0.5.46 LA | 0.58 | Metanol + Nitro | 1.2 | 10 | 500 | 14.36 | 1000 |



Anexo E. Planos de la aeronave.



Anexo F. Script de Matlab para el cálculo de costillas.

Ala.

```
x=fliplr([0.089:(0.89/10):0.89]);
Ve=0.48;
E=1000000;
Kc=4;
g=9.81;
Fccr=((pi*Kc*E)./(12*(1-(Ve.^x)))).*((0.002/0.33).^x);
fc1=(30.56*0.005)/(6.7^9);
fc2=(5*g)/(0.001*0.01);
fc=fc1+fc2;
```

```
fue=zeros(1,length(Fccr));
for i=1:length(fue)
    fue(i)=fc-Fccr(i);
    if fue(i)<0;
        z=x(i);
    end
end
z
```

Estabilizador Horizontal.

```
x=fliplr([0.051:(0.51/10):0.51]);
Ve=0.48;
E=1000000;
Kc=4;
g=9.81;
Fccr=((pi*Kc*E)./(12*(1-(Ve.^x)))).*((0.002/0.17).^x);
fc1=(30.56*0.005)/(6.7^9);
fc2=(5*g)/(0.001*0.01);
fc=fc1+fc2;
```

```
fue=zeros(1,length(Fccr));
for i=1:length(fue);
    fue(i)=fc-Fccr(i)
    if fue(i)<0;
        z=x(i);
    end
end
z
```


Estabilizador Vertical.

```
x=flipr([0.025:(0.25/10):0.25]);
Ve=0.48;
E=1000000;
Kc=4;
g=9.81;
Fccr=((pi*Kc*E)./(12*(1-(Ve.^x)))).*((0.002/0.17).^x);

fc1=(30.56*0.005)/(6.7^-9);
fc2=(5*g)/(0.001*0.01);
fc=fc1+fc2;

fue=zeros(1,length(Fccr));
P=1;
for i=1:length(fue);
    fue(i)=fc-Fccr(i);
    if fue(i)<1;
        z=x(i);
        P=P-1;
        if P==0
            ZZ=z;
        end
    end
end
end
ZZ
```

Anexo G. Datos proporcionados por AVL.

```

<?xml version="1.0" ?>

=<avldata>
=<header>
  <date>Fri Oct 31, 2008
    19:38:06</date>
  <description>Plane
    Vanilla</description>
  <note>Generated with AVL
    3.22</note>
</header>
=<input>
=<metrics>
  <sref>0.587400</sref>
  <bref>1.780000</bref>
  <cref>0.330000</cref>
</metrics>
=<mass>
  <xref>0.740000</xref>
  <yref>0.000000</yref>
  <zref>0.000000</zref>
  <emptywt>1.000000</emptywt>
</mass>
<runcases>7</runcases>
<surfaces>7</surfaces>
<vars>0</vars>
<surface_1>RNew</surface_1>
<surface_2>Railer</surface_2>
<surface_3>Lailer</surface_3>
<surface_4>LNew</surface_4>
<surface_5>Relevator</surface_5>
<surface_6>Lelevator</surface_6>
<surface_7>rudder</surface_7>

  <surface_1_val>0.000000</surface_1_val>
  <surface_2_val>0.000000</surface_2_val>
  <surface_3_val>0.000000</surface_3_val>
  <surface_4_val>0.000000</surface_4_val>
  <surface_5_val>0.000000</surface_5_val>
  <surface_6_val>0.000000</surface_6_val>
  <surface_7_val>0.000000</surface_7_val>
</input>
=<output>
=<Alpha>
  <run_1>-2.000000</run_1>
  <run_2>0.000000</run_2>
  <run_3>2.000000</run_3>

```

```

<run_4>4.000000</run_4>
<run_5>6.000000</run_5>
<run_6>8.000000</run_6>
<run_7>10.000000</run_7>
  </Alpha>
<Beta>0.000000</Beta>
<Mach>0.000000</Mach>
<p_b_div_2V>-0.000000</p_b_div_2V>
<p_prime_b_div_2V>-
  0.000000</p_prime_b_div_2V>
<q_c_div_2V>-0.000000</q_c_div_2V>
<r_b_div_2V>-0.000000</r_b_div_2V>
<r_prime_b_div_2V>-
  0.000000</r_prime_b_div_2V>
= <CXtot>
  <run_1>-0.001588</run_1>
  <run_2>-0.010454</run_2>
  <run_3>-0.011582</run_3>
  <run_4>-0.004967</run_4>
  <run_5>0.009359</run_5>
  <run_6>0.031325</run_6>
  <run_7>0.060826</run_7>
  </CXtot>
<Cltot>0.000000</Cltot>

  <Cl_prime_tot>0.000000</Cl_prime_t
  ot>
<CYtot>0.000000</CYtot>
= <Cmtot>
  <run_1>-0.797266</run_1>
  <run_2>-0.516787</run_2>
  <run_3>-0.234969</run_3>
  <run_4>0.046816</run_4>
  <run_5>0.327195</run_5>
  <run_6>0.604801</run_6>
  <run_7>0.878281</run_7>
  </Cmtot>
= <CZtot>
  <run_1>0.439598</run_1>
  <run_2>0.289334</run_2>
  <run_3>0.138364</run_3>
  <run_4>-0.012575</run_4>
  <run_5>-0.162749</run_5>
  <run_6>-0.311428</run_6>
  <run_7>-0.457887</run_7>
  </CZtot>
<Cntot>0.000000</Cntot>

  <Cn_prime_tot>0.000000</Cn_prime
  _tot>
= <CLtot>
  <run_1>-0.439275</run_1>
  <run_2>-0.289334</run_2>
  <run_3>-0.138684</run_3>
  <run_4>0.012197</run_4>
  <run_5>0.162836</run_5>
  <run_6>0.312757</run_6>

```

```

<run_7>0.461493</run_7>
  </CLtot>
= <CDtot>
  <run_1>0.016929</run_1>
  <run_2>0.010454</run_2>
  <run_3>0.006746</run_3>
  <run_4>0.005832</run_4>
  <run_5>0.007705</run_5>
  <run_6>0.012322</run_6>
  <run_7>0.019609</run_7>
  </CDtot>
  <CDvis>0.005000</CDvis>
= <CDind>
  <run_1>0.011929</run_1>
  <run_2>0.005454</run_2>
  <run_3>0.001746</run_3>
  <run_4>0.000832</run_4>
  <run_5>0.002705</run_5>
  <run_6>0.007322</run_6>
  <run_7>0.014609</run_7>
  </CDind>
= <CLff>
  <run_1>-0.439691</run_1>
  <run_2>-0.289333</run_2>
  <run_3>-0.138623</run_3>
  <run_4>0.012256</run_4>
  <run_5>0.163120</run_5>

```

```

<run_6>0.313786</run_6>
  <run_7>0.464069</run_7>
  </CLff>
= <CDff>
  <run_1>0.011970</run_1>
  <run_2>0.005518</run_2>
  <run_3>0.001803</run_3>
  <run_4>0.000843</run_4>
  <run_5>0.002643</run_5>
  <run_6>0.007194</run_6>
  <run_7>0.014475</run_7>
  </CDff>
  <CYff>0.000000</CYff>
= <e>
  <run_1>0.953122</run_1>
  <run_2>0.895340</run_2>
  <run_3>0.629106</run_3>
  <run_4>0.010518</run_4>
  <run_5>0.594102</run_5>
  <run_6>0.807634</run_6>
  <run_7>0.878000</run_7>
  </e>
= <CLa>
  <run_1>4.280836</run_1>
  <run_2>4.307898</run_2>
  <run_3>4.321391</run_3>
  <run_4>4.321230</run_4>

```

```

<run_5>4.307442</run_5>
<run_6>4.280161</run_6>
<run_7>4.239629</run_7>
  </CLa>
<CYa>-0.000000</CYa>
<Cla>-0.000000</Cla>
= <Cma>
  <run_1>8.002884</run_1>
  <run_2>8.060871</run_2>
  <run_3>8.079588</run_3>
  <run_4>8.058941</run_4>
  <run_5>7.999032</run_5>
  <run_6>7.900151</run_6>
  <run_7>7.762782</run_7>
  </Cma>
<Cna>-0.000000</Cna>
<CLb>0.000000</CLb>
= <CYb>
  <run_1>-0.082867</run_1>
  <run_2>-0.083887</run_2>
  <run_3>-0.084811</run_3>
  <run_4>-0.085639</run_4>
  <run_5>-0.086367</run_5>
  <run_6>-0.086997</run_6>
  <run_7>-0.087527</run_7>
  </CYb>
= <Clb>

```

```

<run_1>0.044669</run_1>
<run_2>0.024586</run_2>
<run_3>0.004448</run_3>
<run_4>-0.015647</run_4>
<run_5>-0.035601</run_5>
<run_6>-0.055318</run_6>
<run_7>-0.074701</run_7>
  </Clb>
<Cmb>-0.000000</Cmb>
= <Cnb>
  <run_1>0.008423</run_1>
  <run_2>0.006928</run_2>
  <run_3>0.006837</run_3>
  <run_4>0.008151</run_4>
  <run_5>0.010863</run_5>
  <run_6>0.014961</run_6>
  <run_7>0.020424</run_7>
  </Cnb>
<CLp>0.000000</CLp>
= <Cyp>
  <run_1>-0.088829</run_1>
  <run_2>-0.046604</run_2>
  <run_3>-0.004247</run_3>
  <run_4>0.038037</run_4>
  <run_5>0.080041</run_5>
  <run_6>0.121560</run_6>
  <run_7>0.162393</run_7>

```

```

    </CYp>
= <Clp>
    <run_1>-0.420349</run_1>
    <run_2>-0.423210</run_2>
    <run_3>-0.424747</run_3>
    <run_4>-0.424950</run_4>
    <run_5>-0.423819</run_5>
    <run_6>-0.421364</run_6>
    <run_7>-0.417606</run_7>
    </Clp>
    <Cmp>-0.000000</Cmp>
= <Cnp>
    <run_1>-0.004357</run_1>
    <run_2>0.000376</run_2>
    <run_3>0.005239</run_3>
    <run_4>0.010139</run_4>
    <run_5>0.014986</run_5>
    <run_6>0.019688</run_6>
    <run_7>0.024156</run_7>
    </Cnp>
= <CLq>
    <run_1>-10.635848</run_1>
    <run_2>-10.595677</run_2>
    <run_3>-10.582242</run_3>
    <run_4>-10.595609</run_4>
    <run_5>-10.635705</run_5>
    <run_6>-10.702339</run_6>

```

```

    <run_7>-10.795189</run_7>
    </CLq>
    <CYq>0.000000</CYq>
    <Clq>0.000000</Clq>
= <Cmq>
    <run_1>-25.037163</run_1>
    <run_2>-25.046082</run_2>
    <run_3>-25.024483</run_3>
    <run_4>-24.972401</run_4>
    <run_5>-24.889893</run_5>
    <run_6>-24.777060</run_6>
    <run_7>-24.634037</run_7>
    </Cmq>
    <Cnq>-0.000000</Cnq>
    <CLr>0.000000</CLr>
= <CYr>
    <run_1>0.023106</run_1>
    <run_2>0.026483</run_2>
    <run_3>0.026906</run_3>
    <run_4>0.024373</run_4>
    <run_5>0.018896</run_5>
    <run_6>0.010503</run_6>
    <run_7>-0.000765</run_7>
    </CYr>
= <Clr>
    <run_1>-0.084566</run_1>
    <run_2>-0.063327</run_2>

```

| | |
|---------------------------|---------------------------|
| <run_3>-0.041882</run_3> | <Cnd2>-0.000000</Cnd2> |
| <run_4>-0.020341</run_4> | <CDffd2>0.000000</CDffd2> |
| <run_5>0.001183</run_5> | <ed2>0.000000</ed2> |
| <run_6>0.022579</run_6> | <CLd3>0.000000</CLd3> |
| <run_7>0.043737</run_7> | <CYd3>0.000000</CYd3> |
| </Clr> | <Cld3>-0.000000</Cld3> |
| <Cmr>0.000000</Cmr> | <Cmd3>0.000000</Cmd3> |
| = <Cnr> | <Cnd3>-0.000000</Cnd3> |
| <run_1>-0.007258</run_1> | <CDffd3>0.000000</CDffd3> |
| <run_2>-0.005010</run_2> | <ed3>0.000000</ed3> |
| <run_3>-0.003564</run_3> | <CLd4>0.000000</CLd4> |
| <run_4>-0.002930</run_4> | <CYd4>0.000000</CYd4> |
| <run_5>-0.003108</run_5> | <Cld4>-0.000000</Cld4> |
| <run_6>-0.004091</run_6> | <Cmd4>0.000000</Cmd4> |
| <run_7>-0.005859</run_7> | <Cnd4>-0.000000</Cnd4> |
| </Cnr> | <CDffd4>0.000000</CDffd4> |
| <CLd1>0.000000</CLd1> | <ed4>0.000000</ed4> |
| <CYd1>0.000000</CYd1> | = <CLd5> |
| <Cld1>-0.000000</Cld1> | <run_1>0.002806</run_1> |
| <Cmd1>0.000000</Cmd1> | <run_2>0.002810</run_2> |
| <Cnd1>-0.000000</Cnd1> | <run_3>0.002805</run_3> |
| <CDffd1>0.000000</CDffd1> | <run_4>0.002791</run_4> |
| <ed1>0.000000</ed1> | <run_5>0.002768</run_5> |
| <CLd2>0.000000</CLd2> | <run_6>0.002736</run_6> |
| <CYd2>0.000000</CYd2> | <run_7>0.002696</run_7> |
| <Cld2>-0.000000</Cld2> | </CLd5> |
| <Cmd2>0.000000</Cmd2> | <CYd5>0.000124</CYd5> |

```

<Cld5>-0.000124</Cld5>
= <Cmd5>
<run_1>-0.001004</run_1>
<run_2>-0.001001</run_2>
<run_3>-0.000995</run_3>
<run_4>-0.000987</run_4>
<run_5>-0.000977</run_5>
<run_6>-0.000965</run_6>
<run_7>-0.000950</run_7>
</Cmd5>
<Cnd5>-0.000014</Cnd5>
= <CDffd5>
<run_1>-0.000079</run_1>
<run_2>-0.000011</run_2>
<run_3>0.000057</run_3>
<run_4>0.000124</run_4>
<run_5>0.000191</run_5>
<run_6>0.000257</run_6>
<run_7>0.000321</run_7>
</CDffd5>
= <ed5>
<run_1>-0.005871</run_1>
<run_2>-0.015545</run_2>
<run_3>-0.045185</run_3>
<run_4>0.003259</run_4>
<run_5>-0.022559</run_5>
<run_6>-0.014509</run_6>

```

```

<run_7>-0.009030</run_7>
</ed5>
= <CLd6>
<run_1>0.002806</run_1>
<run_2>0.002810</run_2>
<run_3>0.002805</run_3>
<run_4>0.002791</run_4>
<run_5>0.002768</run_5>
<run_6>0.002736</run_6>
<run_7>0.002696</run_7>
</CLd6>
<CYd6>-0.000124</CYd6>
<Cld6>0.000124</Cld6>
= <Cmd6>
<run_1>-0.001004</run_1>
<run_2>-0.001001</run_2>
<run_3>-0.000995</run_3>
<run_4>-0.000987</run_4>
<run_5>-0.000977</run_5>
<run_6>-0.000965</run_6>
<run_7>-0.000950</run_7>
</Cmd6>
<Cnd6>0.000014</Cnd6>
= <CDffd6>
<run_1>-0.000079</run_1>
<run_2>-0.000011</run_2>
<run_3>0.000057</run_3>

```



```

<run_4>0.000124</run_4>
<run_5>0.000191</run_5>
<run_6>0.000257</run_6>
<run_7>0.000321</run_7>
  </CDffd6>
= <ed6>
  <run_1>-0.005871</run_1>
  <run_2>-0.015545</run_2>
  <run_3>-0.045185</run_3>
  <run_4>0.003259</run_4>
  <run_5>-0.022559</run_5>
  <run_6>-0.014509</run_6>
  <run_7>-0.009030</run_7>
  </ed6>
  <CLd7>0.000000</CLd7>
= <CYd7>
  <run_1>-0.001234</run_1>
  <run_2>-0.001246</run_2>
  <run_3>-0.001255</run_3>
  <run_4>-0.001260</run_4>
  <run_5>-0.001263</run_5>
  <run_6>-0.001262</run_6>
  <run_7>-0.001258</run_7>
  </CYd7>
= <Cld7>
  <run_1>0.000015</run_1>
  <run_2>0.000018</run_2>

```

```

<run_3>0.000020</run_3>
<run_4>0.000023</run_4>
<run_5>0.000025</run_5>
<run_6>0.000028</run_6>
<run_7>0.000030</run_7>
  </Cld7>
  <Cmd7>0.000000</Cmd7>
  <Cnd7>0.000159</Cnd7>
  <CDffd7>0.000000</CDffd7>
  <ed7>-0.000000</ed7>
= <Xnp>
  <run_1>0.123076</run_1>
  <run_2>0.122509</run_2>
  <run_3>0.123008</run_3>
  <run_4>0.124562</run_4>
  <run_5>0.127181</run_5>
  <run_6>0.130899</run_6>
  <run_7>0.135768</run_7>
  </Xnp>
= <spiral_stab>
  <run_1>0.455134</run_1>
  <run_2>0.280786</run_2>
  <run_3>0.055368</run_3>
  <run_4>-0.276478</run_4>
  <run_5>8.611204</run_5>
  <run_6>0.669920</run_6>
  <run_7>0.489928</run_7>

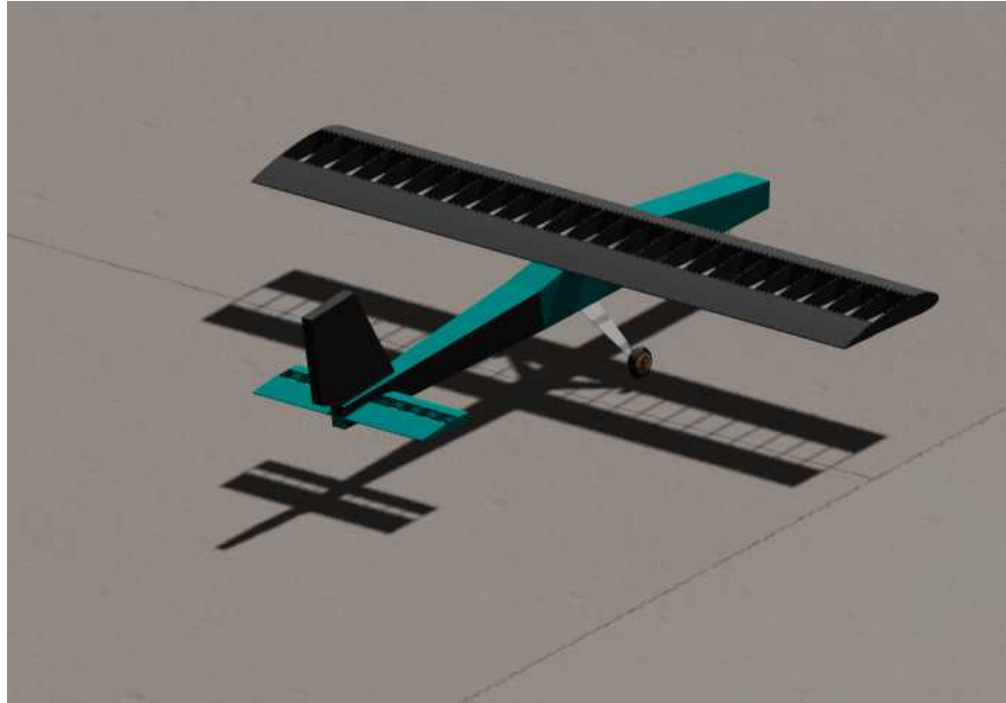
```

</spiral_stab>

</avldata>

</output>

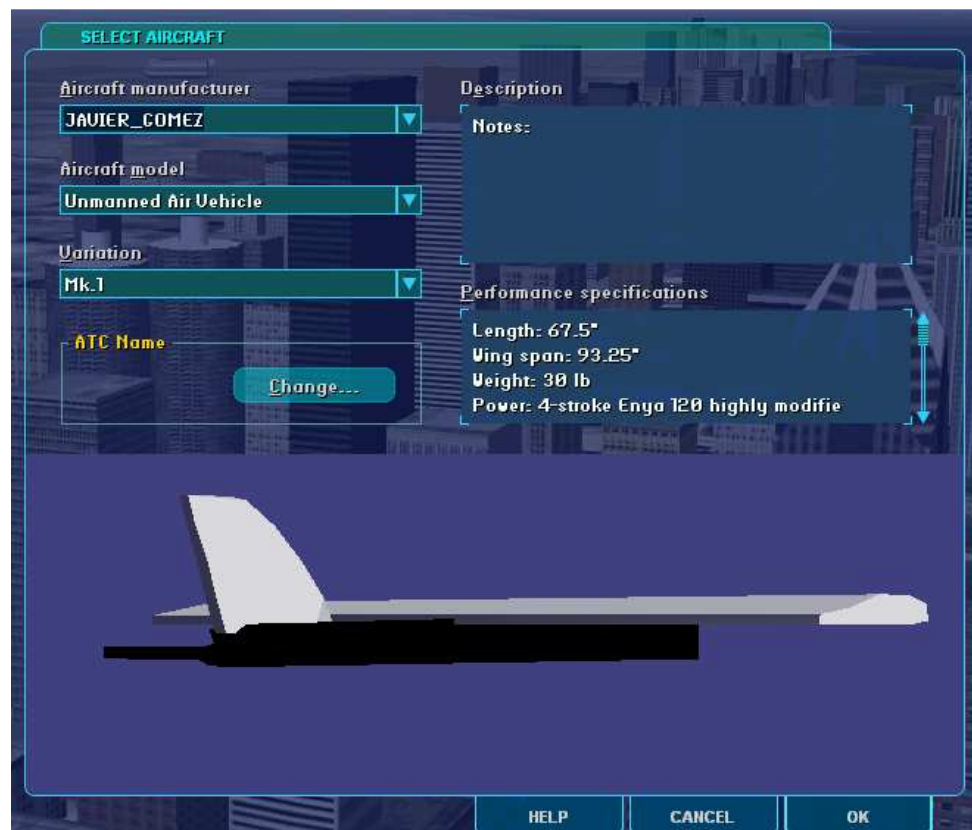
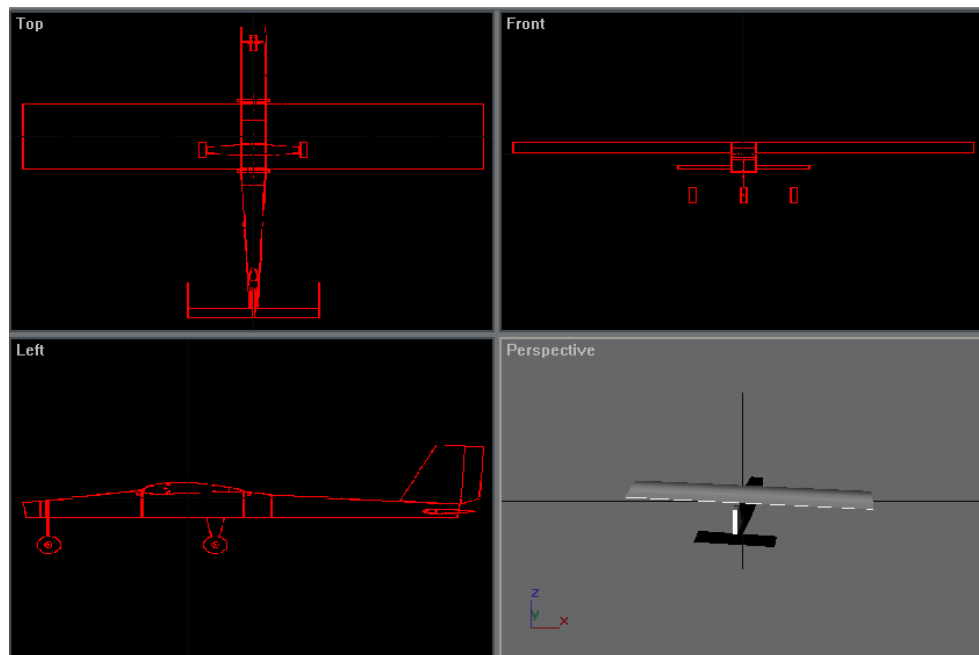
Anexo H. Prototipo virtual y prototipo real.



Anexo I. Costos totales del proyecto.

| DESCRIPCION | TIEMPO | | | | | |
|--------------------------------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-----------------------|-----------------------|--------------------------|
| | P1 | P2 | P3 | P4 | P5 | P6 |
| Costos De Desarrollo | | | | | | |
| <i>Diseño</i> | | | | | | |
| Costo de Informacion | \$ 2,000,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo equipamiento de diseño | \$ 3,000,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo de software | \$ - | \$ 1,210,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo mano de obra calificada | \$ 1,500,000.00 | \$ 1,500,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo de elementos de consumo | \$ - | \$ 400,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Subtotal (-) | \$ 6,500,000.00 | \$ 3,110,000.00 | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| <i>Prototipado</i> | | | | | | |
| Costo de uso y/o adquisicion de maquinaria | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo de materia prima | \$ - | \$ - | \$ 400,000.00 | \$ - | \$ 200,000.00 | \$ - |
| Costo de mano de obra calificada | \$ - | \$ - | \$ 120,000.00 | \$ 120,000.00 | \$ 120,000.00 | \$ 120,000.00 |
| Subtotal (-) | \$ - | \$ - | \$ 520,000.00 | \$ 120,000.00 | \$ 320,000.00 | \$ 120,000.00 |
| <i>Manual de procesos</i> | | | | | | |
| Ficha tecnica del producto | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ 200,000.00 |
| Estudio de ingenieria industrial | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Definicion de Layout | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Subtotal (-) | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ 200,000.00 |
| Costos De Montaje | | | | | | |
| Costo de maquinaria | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo de materiales (necesarios para el montaje) | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costo de mano de obra | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Subtotal (-) | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costos De Mercado Y Ventas | | | | | | |
| Estudio De Mercado | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Estrategia | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Programa De Mercadeo | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Plan De Servicio Postventa Y Soporte | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Subtotal (-) | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Costos De Produccion | | | | | | |
| Costos De Fabricacion | | | | | | |
| Gastos directos | \$ - | \$ - | \$ 2,000,000.00 | \$ 400,000.00 | \$ - | \$ - |
| Gastos de fabricacion | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - |
| Otros gastos indirectos | \$ - | \$ - | \$ 50,000.00 | \$ 150,000.00 | \$ 200,000.00 | \$ 100,000.00 |
| Subtotal (-) | \$ - | \$ - | \$ 2,050,000.00 | \$ 550,000.00 | \$ 200,000.00 | \$ 100,000.00 |
| Flujo Neto | \$ -6,500,000.00 | \$ -3,110,000.00 | \$ -2,570,000.00 | \$ -670,000.00 | \$ -520,000.00 | \$ -420,000.00 |
| Total | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ - | \$ -13,790,000.00 |

Anexo J. Modelo 3D básico para Microsoft Flight Simulator.



Anexo K. Vuelos de prueba.

